



Simulación y pruebas estáticas - cíclicas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave

Jácome Sangoquiza, Bryan Oswaldo; Martínez Ortiz, Milton Andrés; Mora Pérez, Lenin Andrés;
Salazar Benites, Gabriela Victoria y Simbaña Guayasamín, Marcelo Sebastián

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Trabajo de integración curricular, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Ing. Pérez Rosales, José Emilio M.Sc.

04 de marzo del 2022



Tesis_Cargas Ciclicas A 2022 0.3 04 V.docx

Scanned on: 18:40 March 4, 2022 UTC



Overall Similarity Score



Results Found



Total Words in Text

Identical Words	264
Words with Minor Changes	42
Paraphrased Words	294
Omitted Words	2103



Jose Emilio Perez
JOSE EMILIO
PEREZ



**DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA**

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de integración curricular, **“Simulación y pruebas estáticas - cíclicas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave”** fue realizado por los señores **Jácome Sangoquiza, Bryan Oswaldo; Martínez Ortiz, Milton Andrés; Mora Pérez, Lenin Andrés; Salazar Benites, Gabriela Victoria y Simbaña Guayasamín, Marcelo Sebastián** el cual ha sido revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto, cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Sangolquí, 04 de marzo de 2022



Ing. Pérez Rosales José Emilio, Msc.

C.C.: 1706481957



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA
RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA

Nosotros, **Jácome Sangoquiza, Bryan Oswaldo; Martínez Ortiz, Milton Andrés; Mora Pérez, Lenin Andrés; Salazar Benites, Gabriela Victoria y Simbaña Guayasamín, Marcelo Sebastián**, con cédulas de ciudadanía n° 0401757083, 1722868401, 1718978016, 1722172119, 1723610893, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de integración curricular: **Simulación y pruebas estáticas - cíclicas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave** es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Sangolquí, 28 de febrero de 2022

Jácome Sangoquiza, Bryan Oswaldo
C.C.: 0401757083

Martínez Ortiz, Milton Andrés
C.C.: 1722868401

Mora Pérez, Lenin Andrés
CC: 1718978016

Salazar Benites, Gabriela Victoria
C.C.: 1722172119

Simbaña Guayasamín, Marcelo Sebastián
C.C.: 1723610893



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN

Nosotros, **Jácome Sangoquiza, Bryan Oswaldo; Martínez Ortiz, Milton Andrés; Mora Pérez, Lenin Andrés; Salazar Benites, Gabriela Victoria y Simbaña Guayasamín, Marcelo Sebastián**, con cédulas de ciudadanía n° 0401757083, 1722868401, 1718978016, 1722172119, 1723610893, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de integración curricular: **Simulación y pruebas estáticas - cíclicas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

Sangolquí, 28 de febrero de 2022

Jácome Sangoquiza, Bryan Oswaldo
C.C.: 0401757083

Martínez Ortiz, Milton Andrés
C.C.: 1722868401

Mora Pérez, Lenin Andrés
CC: 1718978016

Salazar Benites, Gabriela Victoria
C.C.: 1722172119

Simbaña Guayasamín, Marcelo Sebastián
C.C.: 1723610893

Dedicatoria

Dedico mi trabajo y mi esfuerzo a mi madre María Sangoquiza y mi hermana Deisy Jácome, quienes han sido mi guía, mi apoyo y mi inspiración en todo el transcurso de la vida, y a todas las personas que hicieron posible el desarrollo de este proyecto.

Bryan Oswaldo Jácome Sangoquiza

Dedico este proyecto a mis padres Milton y Nancy, que siempre han sabido brindarme su apoyo y su sustento cuando las cosas durante este camino se volvieron complicadas y duras, su guía y su cariño han sido mi motivación para nunca rendirme y seguir adelante a pesar de las circunstancias. A mis hermanos Santiago y Erika, ejemplos de cómo ser un excelente profesional, son mi inspiración para forjar mi camino de ahora en adelante.

Milton Andrés Martínez Ortiz

Dedico el presente proyecto a mis padres, Wilson y Novoli, quienes han sido el pilar fundamental durante el desarrollo de mi carrera, a mi hermana Fátima por la paciencia y constancia que ha tenido conmigo durante estos años. A mi abuelita Beatriz, quien me acogió en mis inicios como estudiante universitario y me abrió las puertas de su hogar para ser la persona y profesional en el que me he convertido.

Lenin Andrés Mora Pérez

El presente proyecto se lo dedico a Dios, mi familia y amigos por ser el motor e inspiración para obtener mi título de Ingeniera Mecánica. Sobre todo, se lo dedico a mis padres Marcelo y Mélida por ser quienes me apoyaron incondicionalmente dándome su amor siendo mi soporte para lograr terminar mi carrera. A mis hermanos Alexandra, Daniel y Adelita que con su ejemplo de superación inculcaron en mí la motivación de salir adelante. A mi hijo Miguelito y mi esposo Miguel que me sostuvieron y brindaron sus fuerzas en todo este proceso. A todos mis amigos quienes hicieron que la universidad esté llena de buenos momentos.

Gabriela Victoria Salazar Benites

Dedico este trabajo primeramente a Dios que gracias a él tengo las fuerzas para poder culminar una etapa más de mi vida con éxito. También dedico este trabajo a mi madre Enma Guayasamín que gracias al trabajo de ella y el empeño que me brindó a lo largo de mi vida he alcanzado varios logros en mi vida personal. Como última dedicatoria incluyo a mi familia, a mis compañeros, gente que me ha ayudado a lo largo de esta carrera y a mis profesores, que gracias a ellos y sus conocimientos se pudo realizar el siguiente trabajo.

Josué 1:9. RVR

“Mira que te mandó a que te esfuerces y seas valiente; no temas ni desmayes, porque Jehová tu Dios estará contigo donde quiera que vayas”

Marcelo Sebastián Simbaña Guayasamín

Agradecimiento

En primer lugar, agradezco a mi madre María Sangoquiza, por brindarme la oportunidad de estudiar, por ser la guía en mi vida, por todo su amor y apoyo, por enseñarme el valor del trabajo y esfuerzo. A mi hermana Deisy Jácome, quien ha está a mi lado dándome ánimos en cada paso de mi vida, por inspirarme y ayudarme en los momentos más difíciles de mi vida. A mi tía Hna. Martha S., quien ha sido el soporte para mi familia y nos ha permitido llegar a este punto. Y a todas las personas que a lo largo de mi vida me han apoyado, mi familia, mis tíos, mi papá y amigos.

Bryan Oswaldo Jácome Sangoquiza

En primera instancia quiero agradecer a Dios que me ha dado la oportunidad de vivir esta época maravillosa. Quiero agradecer a cada uno de mis compañeros de universidad, personas que durante mucho tiempo hemos disfrutado y sufrido la mejor época de nuestras vidas que son estos años universitarios, algunos me han enseñado el valor del trabajo duro, la constancia y lo más importante, una amistad que perdure a lo largo del tiempo. A mi familia que siempre me han apoyado, me han sostenido y siempre me han brindado sus consejos y su sabiduría, por último, quiero agradecer al Ing. José Pérez que junto a sus conocimientos, experiencia y consejos ha sido posible todo este proyecto.

Milton Andrés Martínez Ortiz

Agradezco a mis padres y a mi hermana, quienes han sido mis guías desde que inicié mi proceso dentro de la universidad, brindándome apoyo y sustento en cada una de las maneras posibles, tanto económicas, morales y emocionales. A la carrera de Ingeniería Mecánica por los conocimientos que me permitió adquirir a lo largo del tiempo. A todos mis amigos, familiares y conocidos que han destacado durante todo este trayecto maravilloso dentro y fuera de la universidad. De igual forma quiero hacer un agradecimiento especial al Ing. José Pérez por ser nuestro tutor, quien nos ha demostrado en base a su conocimiento y experiencia las pautas necesarias para que este proyecto se haya desarrollado de la mejor manera.

Lenin Andrés Mora Pérez

Mis agradecimientos a mis padres que me ayudaron desde el primer instante a cumplir este sueño y me enseñaron que no debo darme por vencida en los momentos más difíciles. A mis hermanos que siempre estuvieron pendientes de mi formación profesional, brindándome todo su apoyo. A mi hijo y esposo por ser mi fuente de inspiración, fortaleza y fueron los que me enseñaron que las cosas que se hacen desde el corazón siempre valdrán la pena. De manera especial agradezco a todos los docentes de la carrera de ingeniería mecánica quienes fueron los que aportaron para que pueda convertirme en una profesional, sobre todo al Ing. José Pérez quien me ayudó a cumplir mi objetivo, siendo parte fundamental de este proyecto de investigación.

Gabriela Victoria Salazar Benites

Agradezco a Dios por haberme brindado un apoyo incondicional y mucha sabiduría para poder terminar mi carrera. También agradezco a toda mi familia en especial a mi madre Enma Guayasamín que ella nunca dejó de creer en mí, que cuando tenía un problema ella supo ayudarme y estar en los momentos más importantes de mi vida, a mi padre Marcelo Simbaña por los valores que me ha inculcado a lo largo de mi vida, a mis hermanas Viviana y Carolina Simbaña que viendo la fortaleza de ellas y empeño en sus carreras fueron de gran ejemplo para mi vida universitaria, a mi cuñado Cristian Salas que gracias a sus consejos y conocimientos fueron de gran ayuda para solucionar muchas dudas que tenía en mi vida y a mis sobrinas que con una sonrisa alegran mi vida.

No puede faltar el agradecimiento a las diferentes personas que formaron parte de mi vida como son mis amigos, conocidos y una infinidad de gente que he conocido en mi vida universitaria, que me dieron una mano para poder superar diferentes adversidades que he tenido en mi vida estudiantil. Un apartado especial al ingeniero José Pérez que gracias a la guía y sus conocimientos se pudo realizar el siguiente trabajo.

Jeremías 29:11. NTV

“Pues yo sé los planes que tengo para ustedes-dice el Señor-. Son planes para lo bueno y no para lo malo, para darle un futuro y una esperanza”.

Marcelo Sebastián Simbaña Guayasamín

Índice de contenido

Dedicatoria	6
Resumen.....	21
Abstract.....	22
Capítulo I.....	23
Generalidades.....	23
Introducción	23
Antecedentes.....	24
Definición del proyecto.....	25
Justificación e Importancia	26
Objetivos.....	27
Objetivo general	27
Objetivos específicos.....	27
Alcance	27
Capítulo II.....	29
Marco Teórico	29
Materiales Compuestos	29
Matrices y refuerzos	30
Matriz	30
Refuerzo.....	31
Elementos estructurales	32

Clasificación de los materiales compuestos	33
Fibra de vidrio.....	34
Módulo de elasticidad en materiales compuestos	34
Modelos micromecánicos	35
Modelo de Hopkins and Chamis	35
Ley de mezclas	35
Expresiones matemáticas del modelo de Chamis	37
Criterio de Tsai-Wu	38
Factor de Seguridad.....	40
Fatiga en materiales compuestos	41
Daño por fatiga.....	41
Curva de tensión – esperanza de vida	42
Diafragma	43
Vibración aplicada en vigas cantiléver	44
Transformada de Fourier en vigas empotradas.....	49
Cargas que afectan a una aeronave en vuelo.....	50
Fuerza de resistencia	50
Fuerza de sustentación	51
Fuerza de empuje	51
Peso de la aeronave.....	51
Prueba de vuelo	52

	13
Presión estática del aire	52
Medición de orificios de presión en un ala de avión.....	53
Cargas estáticas	54
Cargas dinámicas	54
Referencia técnica utilizada para materiales compuestos	54
Software utilizado.....	56
Capítulo III.....	58
Metodología	58
Materiales utilizados	58
Cálculo de las propiedades del material compuesto a partir del Modelo de Chamis	59
Fabricación de las probetas.....	63
Equipos utilizados	67
Rigidímetro TMI modelo 7920	69
MOE Dinámico	69
Máquina de Ensayos Universales.....	70
Máquina de Ensayos Universales INSTRON.....	71
Dimensionamiento de probetas.....	72
Medición del módulo de elasticidad con el equipo Rigidímetro TMI modelo 7920	75
Esbeltez	77
Medición del módulo de elasticidad con el equipo MOE Dinámico.....	80
Procedimiento para el cálculo del MOE Dinámico	81

Análisis de frecuencia de probetas	84
Esbeltz en el equipo de MOE Dinámico.....	85
Simulación en el programa ANSYS	86
Simulación de un estudio de frecuencias.....	86
Resultados de frecuencias obtenidos para el ensayo el Rigidímetro.	90
Resultados de frecuencias obtenidos para el ensayo MOE Dinámico.	91
Simulación carga de una aeronave	92
Resultados simulación carga de una aeronave	95
Simulación estática	96
Simulación del ensayo a fatiga	101
Diseño y construcción de accesorios para adaptar en la máquina de ensayos universales INSTRON.....	104
Esfuerzos para accesorio en mordaza superior.....	105
Esfuerzos para accesorio de la mordaza inferior	108
Construcción de accesorios	110
Ensayos estáticos y cíclicos.....	113
Ensayo a flexión en viga simplemente apoyada	113
Ensayo de carga concentrada en el rango elástico.....	116
Ensayo de carga concentrada hasta la rotura.....	118
Ensayo a Fatiga	123
Uso de probetas y accesorios fabricados	124
Capítulo IV	136

Análisis de Resultados	136
Análisis de error porcentual módulo de elasticidad	136
Estudio de frecuencias	140
Comparación de resultados simulación y ensayos estáticos y fatiga.....	142
Capítulo V	146
Conclusiones y Recomendaciones.....	146
Conclusiones	146
Recomendaciones	147
Bibliografía	149
Anexos	152

Índice de tablas

Tabla 1 <i>Resina Epoxi System 2000</i>	58
Tabla 2 <i>Data sheet E-Glass 7781-50</i>	59
Tabla 3 <i>Resumen propiedades material compuesto</i>	62
Tabla 4 <i>Procedimiento para la Fabricación del material Compuesto Fibra de Vidrio - Resina Poliéster</i>	63
Tabla 5 <i>Herramientas utilizadas para la medición de las dimensiones de las probetas</i> 73	
Tabla 6 <i>Dimensiones y masa de las Probetas 1-6</i>	74
Tabla 7 <i>Datos adquiridos durante el ensayo con el Rigidímetro TMI modelo 7920</i>	76
Tabla 8 <i>Módulo de Elasticidad y esbeltez calculados en las Probetas 1 – 6</i>	77
Tabla 9 <i>Dimensiones y masa de las Probetas 5.1 - 6.2</i>	79
Tabla 10 <i>Datos adquiridos durante el ensayo con el Rigidímetro TMI modelo 7920</i>	79

Tabla 11 <i>Módulo de Elasticidad y esbeltez de las probetas 5.1 - 5.3 y 6.1 - 6.2</i>	80
Tabla 12 <i>Frecuencias obtenidas</i>	84
Tabla 13 <i>Frecuencias obtenidas de las probetas recortadas</i>	85
Tabla 14 <i>Esbeltez equipo MOE Dinámico</i>	85
Tabla 15 <i>Esbeltez equipo MOE Dinámico</i>	86
Tabla 16 <i>Estudio de frecuencias probetas (1-6)</i>	90
Tabla 17 <i>Estudio de frecuencias probetas (5.1-6.2)</i>	91
Tabla 18 <i>Estudio de frecuencias probetas (5.1-6.2)</i>	91
Tabla 19. <i>Propiedades mecánicas del acero bonificado</i>	104
Tabla 20 <i>Resultados obtenidos en el ensayo de flexión</i>	114
Tabla 21 <i>Módulo de elasticidad obtenido</i>	115
Tabla 22 <i>Desplazamientos obtenidos a través del ensayo de carga concentrada dentro del rango elástico</i>	118
Tabla 23 <i>Datos obtenidos para linealizar la gráfica</i>	121
Tabla 24 <i>Resumen carga obtenida</i>	130
Tabla 25 <i>Valores Ingresados para el ensayo de fatiga junto a su valor de ciclos promedio</i>	133
Tabla 26 <i>Cálculo del módulo de elasticidad, modelo de Chamis</i>	136
Tabla 27 <i>Resultados obtenidos a partir del ensayo dinámico con el Rigidímetro</i>	137
Tabla 28 <i>Esbeltez y módulo de elasticidad</i>	139
Tabla 29 <i>Módulo de elasticidad y error porcentual</i>	140
Tabla 30 <i>Estudio de frecuencias probetas 1 a 6</i>	140
Tabla 31 <i>Estudio de frecuencias probetas 5.1 a 6.2</i>	141
Tabla 32 <i>Resultados desplazamiento ensayo y simulación</i>	143
Tabla 33 <i>Resultados fatiga ensayos y simulación</i>	144

Índice de figuras

Figura 1 <i>Constitución básica de un material compuesto</i>	29
Figura 2 <i>Funciones básicas del material compuesto</i>	30
Figura 3 <i>Característica de los materiales compuestos</i>	31
Figura 4 <i>La estructura de un material compuesto laminado</i>	32
Figura 5 <i>Clasificación con respecto al tipo de refuerzo</i>	33
Figura 6 <i>Volumen de un elemento</i>	36
Figura 7 <i>Mecanismos de daño en materiales compuestos</i>	42
Figura 8 <i>Carga cíclica típica de período T</i>	43
Figura 9 <i>Desplazamiento y fuerzas internas</i>	44
Figura 10 <i>Fuerzas y momentos en una viga sometida a vibración</i>	44
Figura 11 <i>Elemento diferencial</i>	45
Figura 12 <i>Viga empotrada</i>	46
Figura 13 <i>Primer modo de vibración</i>	47
Figura 14 <i>Elemento diferencial</i>	48
Figura 15 <i>Modelos físicos de una aeronave, fuerzas que actúan a lo largo del avión</i> ...	50
Figura 16 <i>Diferencia de presión en el ala</i>	51
Figura 17 <i>Aeronave A-29</i>	52
Figura 18 <i>Lugar de orificios a lo largo del ala de un avión</i>	53
Figura 19 <i>Equipo y muestra del desplazamiento generado en función de la frecuencia</i>	55
Figura 20 <i>Rigidímetro TMI modelo 7920</i>	69
Figura 21 <i>Equipo MOE Dinámico</i>	70
Figura 22 <i>Equipo para ensayo de flexión</i>	71
Figura 23 <i>Equipo INSTRON para ensayo de fatiga</i>	72

Figura 24	<i>Toma de medidas de las probetas</i>	73
Figura 25	<i>Probetas utilizadas para esta serie de mediciones y ensayos</i>	74
Figura 26	<i>Probeta sometida a vibración en donde se presenta el primer modo de vibración</i>	76
Figura 27	<i>Probetas obtenidas a partir de las probetas 5 y 6 originalmente ensayadas</i> .78	
Figura 28	<i>USB-6008 Dispositivo DAQ</i>	81
Figura 29	<i>Empotramiento y colocación del acelerómetro en el extremo libre</i>	82
Figura 30	<i>Software de LabVIEW utilizado al momento de la toma de datos</i>	83
Figura 31	<i>Software de Octave con el código utilizado junto con un ejemplo del espectro a analizar</i>	83
Figura 32	<i>Parámetros del material</i>	87
Figura 33	<i>Modelamiento geométrico de las probetas</i>	88
Figura 34	<i>Empotramiento de la probeta</i>	88
Figura 35	<i>Mallado y ejecución del estudio de frecuencias</i>	89
Figura 36	<i>Resultados obtenidos de los modos de vibración</i>	90
Figura 37	<i>Mallado</i>	92
Figura 38	<i>Disposición de las capas</i>	93
Figura 39	<i>Análisis estructural del material compuesto</i>	94
Figura 40	<i>Valor de presión aplicado a la muestra</i>	94
Figura 41	<i>Gráfica presión estática del aire en una aeronave</i>	95
Figura 42	<i>Deformación de la muestra de material compuesto</i>	95
Figura 43	<i>Factor de seguridad material compuesto</i>	96
Figura 44	<i>Dibujo para la simulación estática y a fatiga</i>	96
Figura 45	<i>Mallado</i>	97
Figura 46	<i>Apoyo empotrado en la placa de material compuesto</i>	98
Figura 47	<i>Ejemplo de aplicación de la fuerza</i>	98

Figura 48	<i>Resultados simulación estática</i>	99
Figura 49	<i>Resultados factor de seguridad</i>	100
Figura 50	<i>Curves S-N, Epoxy E-Glass</i>	101
Figura 51	<i>Datos Curvas S-N para fibra de vidrio epoxi</i>	102
Figura 52	<i>Número de ciclos a 2 MPa</i>	102
Figura 53	<i>Resultados simulación a fatiga</i>	103
Figura 54	<i>Accesorio diseñado en un programa de simulación</i>	104
Figura 55	<i>Dimensiones del accesorio Superior</i>	105
Figura 56	<i>Resultados esfuerzos de Von Mises para accesorio superior</i>	106
Figura 57	<i>Desplazamientos en accesorio superior</i>	106
Figura 58	<i>Factor de Seguridad accesorio superior</i>	107
Figura 59	<i>Accesorio Inferior que generará el empotramiento de las probetas</i>	107
Figura 60	<i>Dimensiones del accesorio inferior</i>	108
Figura 61	<i>Resultado de esfuerzos de Von Mises para accesorio inferior</i>	109
Figura 62	<i>Desplazamiento accesorio para mordaza inferior</i>	109
Figura 63	<i>Factor de Seguridad accesorio inferior</i>	110
Figura 64	<i>Bases y varillas con dimensiones deseadas</i>	111
Figura 65	<i>Accesorio superior, inferior y eje</i>	112
Figura 66	<i>Accesorios superior e inferior terminados</i>	112
Figura 67	<i>Colocación de las probetas</i>	113
Figura 68	<i>Comparador de reloj</i>	114
Figura 69	<i>Accesorio semiesférico utilizado en el ensayo de carga concentrada</i>	116
Figura 70	<i>Estado Inicial para el ensayo de carga concentrada</i>	116
Figura 71	<i>Panel de Control de Máquina de Ensayos Universales MTS</i>	117
Figura 72	<i>Máquina de Ensayos Universal Instron 8801</i>	119
Figura 73	<i>Configuración del ensayo de carga estática</i>	119

Figura 74 <i>Diagrama Fuerza vs Desplazamiento.</i>	120
Figura 75 <i>Diagrama linealizado a partir de la curva original obtenida con el ensayo.</i> ..	122
Figura 76 <i>Falla estática del material.</i>	123
Figura 77 <i>Probetas obtenidas a través del proceso realizado en el CICTE.</i>	124
Figura 78 <i>Accesorio Inferior con la probeta de material compuesto instalada.</i>	125
Figura 79 <i>Controles de los pistones de la Máquina de Ensayos Universales Instron 8801.</i>	125
Figura 80 <i>Accesorios instalados en la Máquina de Ensayos Universal Instron 8801</i> ...	126
Figura 81 <i>Enceramiento de la posición del pistón inferior.</i>	126
Figura 82 <i>Perillas de accionamiento del movimiento vertical del pistón superior.</i>	127
Figura 83 <i>Configuración del primer paso dentro de las secuencias del ensayo a fatiga.</i>	128
Figura 84 <i>Configuración del segundo paso dentro de la secuencia del ensayo a fatiga.</i>	129
Figura 85 <i>Probeta 1 sometida a cargas de compresión a fatiga.</i>	129
Figura 86 <i>Resultado final del ensayo a fatiga de la Probeta 2C.</i>	130
Figura 87 <i>Accesorio semiesférico para la realización del ensayo a fatiga.</i>	131
Figura 88 <i>Ensayo de carga estática con el accesorio semiesférico.</i>	131
Figura 89 <i>Gráficas resultado del ensayo a fatiga con una carga al 100%.</i>	132
Figura 90 <i>Comportamiento de las probetas al final del ensayo a fatiga.</i>	133
Figura 91 <i>Formación de grietas en la parte inferior de las probetas 4c y 5c.</i>	134
Figura 92 <i>Indicios de falla por fatiga.</i>	135
Figura 93 <i>Esbeltez vs Error Porcentual - Equipo Rigidímetro.</i>	138
Figura 94 <i>Comparación entre frecuencias ANSYS y MOE</i>	142
Figura 95 <i>Gráfica fuerza vs desplazamiento - simulación y ensayos</i>	143
Figura 96 <i>Gráfica fuerza vs número de ciclos - simulación y ensayos</i>	144

Resumen

En esta investigación se plantea caracterizar un material compuesto el cual funciona como parche en la componente de una aeronave, determinando su módulo de elasticidad estático y dinámico. Para determinar el módulo de elasticidad estático se realizó el ensayo a flexión en la máquina de ensayos universal MTS, donde se tiene como una viga simplemente apoyada. Para obtener el módulo de elasticidad dinámico se realizan ensayos de vibraciones en vigas en cantiléver con los siguientes equipos Rigidímetro y el denominado MOE dinámico. El ensayo de carga estática se realiza en el equipo de ensayos universales Instron 8801, el cual nos permite determinar la carga que presenta la probeta al momento de la fractura. Para el ensayo a fatiga se utiliza el mismo equipo, para aplicar cargas cíclicas y como resultado tenemos el número de ciclos en los que se provoca la rotura de la probeta. También se realiza la simulación con el fin de comparar los datos obtenidos experimentalmente en los ensayos estáticos y cíclicos obtenidos mediante la simulación utilizando el software ANSYS.

PALABRAS CLAVES

- **MATERIAL COMPUESTO**
- **MÓDULO DE ELASTICIDAD ESTÁTICO**
- **MÓDULO DE ELASTICIDAD DINÁMICO**
- **VIGAS EN CANTILÉVER**
- **ENSAYOS MECÁNICOS**

Abstract

In this research it is proposed to characterize a composite material which functions as a patch in the component of an aircraft, determining the static and dynamic elasticity modulus. To determine the static elasticity modulus, the bending test was performed on the universal test machine MTS, where it is held as a simply supported beam. In order to obtain the dynamic elasticity module, vibration tests are carried out on cantiléver beams with the following equipment: Rigidimeter and the so-called dynamic MOE. The static load test is performed on the universal test equipment Instron 8801, which allows us to determine the load presented by the test piece at the time of fracture. For the fatigue test the same equipment is used, to apply cyclic loads and as a result we have the number of cycles in which the test piece breaks. The simulation is also performed in order to compare the data obtained experimentally in static and cyclic tests to those obtained through simulation using ANSYS software.

KEYWORDS

- **COMPOSITE MATERIAL**
- **STATIC ELASTICITY MODULE**
- **DYNAMIC ELASTICITY MODULE**
- **CANTILÉVER BEAMS**
- **MECHANICAL TESTS**

Capítulo I

Generalidades

Introducción

El avance tecnológico en la industria aeronáutica está directamente ligado al desarrollo de nuevos materiales cuyas propiedades sean capaces de satisfacer con los requerimientos cada vez más exigentes. Se ha demostrado que al combinar dos tipos de materiales se obtiene uno con mejores características.

El desarrollo en esta industria durante el siglo XX ha tenido la necesidad de utilizar materiales cada vez más livianos pero que sean capaces de soportar cargas cada vez mayores. Por lo que la investigación sobre materiales compuestos ha prosperado, y su uso se ha ido extendiendo cada vez más.

El uso de materiales compuestos se encuentra entre el 35-50% del peso estructural en la aviación civil, entre el 60-80% del peso estructural en helicópteros y entre el 40-50% en aviones de combate, el manejo de este tipo de materiales sigue creciendo no sólo en los procesos de fabricación, sino también en los procesos de mantenimiento, provocando la necesidad de conseguir técnicas de reparación que sean más rápidas, eficaces y económicas.

Este proyecto de investigación está enfocado en realizar la caracterización del material compuesto mediante la simulación y pruebas estáticas – cíclicas, de parches funcionando en el componente “WING TIP LEADING EDGE SKIN RH” (punta del ala del lado derecho) de la aeronave A-29B de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

Antecedentes

Uno de los principales desafíos en la industria aeroespacial es obtener ligereza, mejorando las propiedades estructurales y aerodinámicas en las aeronaves con el objetivo de mejorar el alcance y tiempo de vuelo, reduciendo así costos de fabricación y mantenimiento (Llorente, 2021).

La Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE) al adquirir nuevas aeronaves, como el avión denominado A-29B Super Tucano, que es una aeronave fabricada casi en su totalidad de aleaciones y materiales compuestos, ha tenido la necesidad de realizar varias investigaciones en este campo.

En la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE en conjunto con el apoyo del CIDFAE se ha venido desarrollando el proyecto principal denominado *“Análisis del estado límite de resistencia de componentes de aeronaves de combate, reparados con materiales compuestos”*, del cual se derivan varias investigaciones y cuyo director es el Ing. Xavier Sánchez, docente de la universidad.

Según el trabajo de investigación *“Estudio y reparación de la piel del borde de ataque de la pieza P/N 314-19390-402 mediante parches composites del avión A-29B Super Tucano de la fuerza aérea ecuatoriana”* realizado por Cruz Sebastián y Reinoso Patricio publicado en el 2021, describe el estudio de las propiedades mecánicas tipo sándwich.

Mediante el estudio de daños en el borde de ataque del avión A-29B a través de un escáner 3D realizado por Macías Francisco y Ortiz Bryan publicado en marzo 2021, explica los daños que se generan en los bordes de ataque de los aviones A-29B los cuales son fisuras o hundimientos generados por el impacto de pájaros durante el vuelo.

Esta investigación junto con las mencionadas anteriormente podrá ayudar en el avance del uso de este tipo de materiales compuestos mejorando, optimizando y reduciendo los costos de mantenimiento, fortaleciendo los conocimientos en este tipo de tecnología para investigaciones futuras.

Definición del proyecto

El presente proyecto está aplicado en el área de materiales, en el cual se plantea realizar una simulación, pruebas estáticas y cíclicas de un material compuesto funcionando como un elemento de una aeronave. Se procederá a medir el módulo de elasticidad de las láminas de material compuesto, para lo cual se utilizará teoría de vibraciones aplicadas a vigas en cantiléver, donde se realizará un análisis teórico de las ecuaciones diferenciales a la vibración de vigas, con el fin de obtener fórmulas aplicables a estos elementos.

En base a lo anterior, se procederá a la medición experimental del módulo de elasticidad en láminas de material compuesto, utilizando el equipo Rigidímetro TMI modelo 7920 del LMM (Laboratorio de Mecánica de Materiales), también se utilizará el equipo de análisis vibracional denominado MOE dinámico, siempre y cuando que la masa del instrumento que mide la aceleración no interfiera con la masa inercial de la lámina de material compuesto a ser analizada, lo cual conlleva a resultados erróneos. Además, se realizará la medición experimental del módulo de elasticidad a flexión estática, utilizando los equipos del LMM.

Se procederá a realizar los ensayos mecánicos con cargas estáticas y cíclicas, reproduciendo las características geométricas, físicas, mecánicas de acuerdo con informes previos generados de una orden de ingeniería, con lo cual estos ensayos nos ayudarán a realizar una simulación del parche, para esto se utilizará el software ANSYS con carga estática y carga cíclica.

Justificación e Importancia

Al pertenecer a la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, en conjunto con el departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica, nos encontramos en la responsabilidad y obligación de investigación continua para beneficios y vinculación de la sociedad.

Dentro del área estática y dinámica actualmente se han realizado estudios acerca de las propiedades que se obtienen al utilizar materiales compuestos en tecnologías nuevas, innovadoras y de utilidad para la ciencia, de esta forma se obtiene un mayor conocimiento sobre las características propias de los mismos.

La necesidad de este estudio se debe al requerimiento de análisis de aplicaciones de parches de materiales compuestos en aeronaves, facilidad de cohesión entre la matriz y las fibras de estos y la mejora en cuanto a propiedades mecánicas al ser colocados en la punta del ala.

Para esto, es necesario realizar los estudios y ensayos pertinentes a las probetas del material que será utilizado en la aeronave, tomando en cuenta las condiciones a las que va a ser sometida, tales como: cambios bruscos de temperatura, fatiga, fuerzas de sustentación y resistencia, presiones variables, entre otras.

En este proyecto se plantea desarrollar ensayos no destructivos a probetas con la utilización de equipos del Laboratorio de Mecánica de Materiales, para lograr la medición del módulo de elasticidad, análisis cíclicos, estáticos y simulación en ANSYS, por lo que serán realizados bajo la supervisión de docentes, investigadores y estudiantes del área de Ciencias de la Energía y Mecánica, pertenecientes a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, y así se podrán fortalecer conocimientos en esta tecnología para investigaciones a futuro.

Objetivos

Objetivo general

Analizar las cargas cíclicas y estáticas en las láminas de parches de material compuesto funcionando en una componente de una aeronave.

Objetivos específicos

- Medir en forma experimental el módulo de elasticidad de material compuesto utilizado en aeronaves, en base de vibraciones.
- Simular las láminas de material compuesto, con la carga que aparece en el vuelo de la aeronave.
- Probar estáticamente elementos de material compuesto basados en los resultados obtenidos de la simulación.
- Probar cíclicamente elementos de material compuesto basados en los resultados obtenidos de la simulación.
- Comparar los resultados obtenidos en la simulación con los obtenidos en las pruebas estáticas y cíclicas realizadas en el LMM.

Alcance

Este proyecto se ha planteado en realizar la caracterización del material compuesto, mediante la simulación y pruebas estáticas – cíclicas, de parches funcionando en la punta del ala del lado derecho del avión A-29B Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE).

Para la caracterización del material, se realizará un ensayo a flexión que nos permitirá determinar el módulo de elasticidad estático. Para encontrar el módulo de elasticidad dinámico se utilizarán los siguientes equipos: MOE y Rigidímetro que se

encuentran en el Laboratorio de Mecánica de Materiales de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE.

A partir del análisis de resultados obtenidos en este trabajo de investigación, ayudará a establecer parámetros para futuras reparaciones en la punta del ala del lado derecho de la aeronave en mención, por lo que los entregables para este proyecto serán la simulación realizada en el software ANSYS, junto con las comparaciones obtenidas de los ensayos previos.

Capítulo II

Marco Teórico

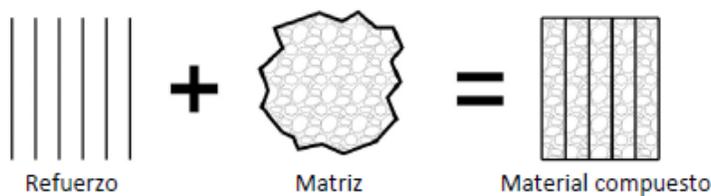
Materiales Compuestos

El material compuesto está formado por al menos dos tipos de materiales, sin que se haya generado alguna reacción química entre ellos, logrando conseguir propiedades que no serían posibles si están por separado y mejorando así sus características mecánicas. Estos materiales tienen dos fases, una continua conocida como matriz y otra discontinua la cual es el refuerzo (Figura 1). Los componentes de estos materiales compuestos no deben disolverse y tampoco fusionarse completamente entre sí, las propiedades del nuevo material compuesto dependen del tipo de interfaz y características de sus componentes (Dávila, y otros, 2011).

Tienen diferentes aplicaciones y son utilizadas en varias tecnologías como en el área aeroespacial, mecánica automotriz, eléctrica, medicina, etc. También son muy utilizados en el área de la ingeniería debido a sus propiedades como es la rigidez y su ligereza.

Figura 1

Constitución básica de un material compuesto



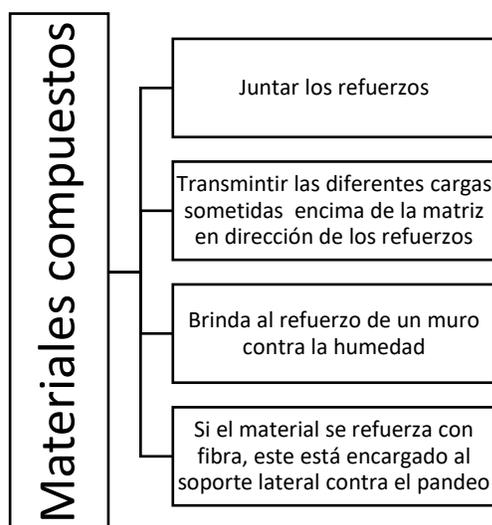
Nota. Tomado de *Nuevos Materiales: Aplicaciones estructurales e industriales* (p.50), por Dávila, J., Galeas, S., Guerrero, V., Pontón, P., Rosas, N., Sotomayor, V., Valdivieso, C., 2011, Imprefepp.

Matrices y refuerzos

Los materiales compuestos trabajan de diferentes maneras, principalmente de fase continua, la cual sujeta a los componentes de refuerzo entregando resistencia y continuidad en el material. El desempeño básico de cómo actúan los materiales compuestos se pueden observar en la Figura 2 (Dávila, y otros, 2011).

Figura 2

Funciones básicas del material compuesto



Nota. Tomado de *Nuevos Materiales: Aplicaciones estructurales e industriales* (p.52), por Dávila, J., Galeas, S., Guerrero, V., Pontón, P., Rosas, N., Sotomayor, V., & Valdivieso, C., 2011, Imprefepp.

Matriz

La principal tarea que cumple la matriz es contener al refuerzo, existen algunos materiales que se pueden usar para este propósito como son las resinas, cerámicos. Una característica de la matriz es que en general no es un material tan rígido y resistente como el refuerzo.

La función primordial es:

- Determinar las diferentes características químicas y físicas del material.
- Transferir a lo largo del refuerzo diferentes cargas.
- Cuidar y adherir con mayor precisión al refuerzo.
- Brindar un acabado superficial de mejor aspecto.

La matriz actúa de diferentes formas de acuerdo al tipo de carga mecánica a la que esté sometida como podemos observar en la Figura 3 donde se aprecia cargas a tracción y compresión, soportando los esfuerzos requeridos para que exista una cohesión entre la matriz y el refuerzo (Stupenengo, 2011).

Figura 3

Características de los materiales compuestos



Nota. Representa las cargas compresivas y cargas en tracción y cómo actúan los materiales compuestos. Tomado de *Materiales y materias primas* (p. 8) por, Stupenengo, F., 2011, Inet.

Refuerzo

El refuerzo brinda a la matriz diferentes propiedades, estos están dispersos a lo largo de la matriz, para poder describirlo de una manera más eficiente, el refuerzo brinda elevada resistencia y rigidez. Por otro lado, también existen refuerzos que proporcionan alta resistencia a la temperatura y fricción. La manera en que se agregan los refuerzos a la matriz puede ser mediante porciones o filamentos.

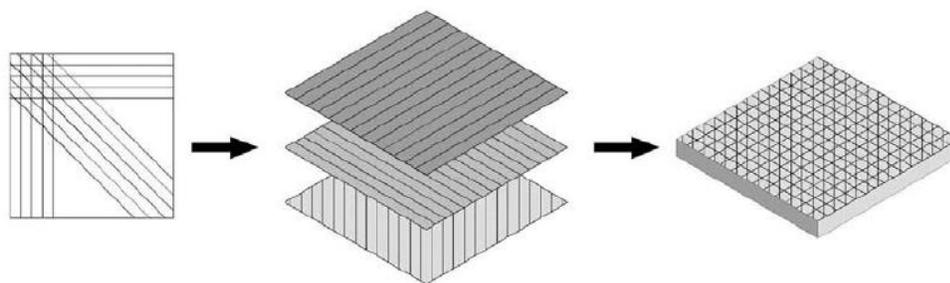
Las fibras que usualmente se utilizan son las de vidrio y carbono las cuales tienen una alta resistencia a la tracción. Para aumentar la resistencia del nuevo material se podrían adherir porciones más pequeñas y distribuidas uniformemente en la matriz, una de las características que tienen los materiales reforzados con filamentos es que son más resistentes, endurecidos y livianos (Stupenengo, 2011).

Elementos estructurales

Para estos compuestos no solo se deberían tomar en cuenta las propiedades de cada material, sino que también es necesario saber de la geometría y de sus componentes estructurales, estos compuestos están configurados por láminas y poseen una ventaja en su dirección, esto conlleva a una mejor resistencia. Las capas se apilan y después se juntan como podemos ver en la Figura 4, las características de cada capa se modifican de una lámina a otra y esto conlleva a una mayor resistencia en sus dos dimensiones (Dávila, y otros, 2011).

Figura 4

La estructura de un material compuesto laminado



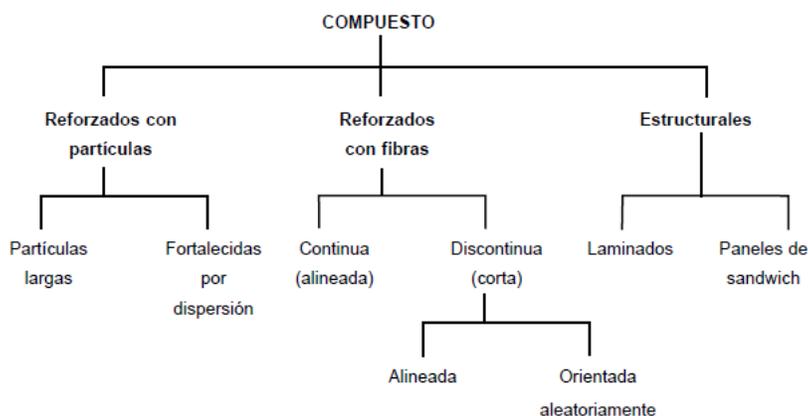
Nota. La figura representa la configuración y direccional de un material compuesto. Tomado de *Nuevos Materiales: Aplicaciones estructurales e industriales* (p.57), por Dávila, J., Galeas, S., Guerrero, V., Pontón, P., Rosas, N., Sotomayor, V., & Valdivieso, C., 2011, Imprefepp.

Clasificación de los materiales compuestos

La clasificación con respecto a las aplicaciones estructurales de materiales compuestos tiene una organización de acuerdo con el tipo de refuerzo y de matriz, a continuación, se la puede representar gráficamente en la Figura 5 (Dávila, y otros, 2011).

Figura 5

Clasificación con respecto al tipo de refuerzo



Nota. Tomado de *Nuevos Materiales: Aplicaciones estructurales e industriales* (p.59), por Dávila, J., Galeas, S., Guerrero, V., Pontón, P., Rosas, N., Sotomayor, V., & Valdivieso, C., 2011, Imprefep.

A continuación, se presenta la clasificación con respecto a la matriz:

- Matriz metálica
- Matriz cerámica
- Matriz polimérica

La clasificación con respecto al refuerzo sería la siguiente:

- Fibras continuas.
- Fibras discontinuas
- Fibras con partículas

Fibra de vidrio

Para describir cómo se comporta la fibra de vidrio se dice que al someterla a una tensión y ésta sobrepasa la resistencia teórica puede presentar fallas, para evitar estos problemas la fibra de vidrio es producida mediante fibras con una estructura uniaxial y ordenada, cambiando así sus propiedades mecánicas anisotrópicas, ayudando así a manejar las fallas en una misma dirección y aumentando la resistencia a esfuerzos. La aplicación más frecuente en la industria es la fibra de vidrio ya que la de carbono es mucho más costosa y también existen diferentes usos como la estructura en automóviles y barcas (Stupenengo, 2011).

Módulo de elasticidad en materiales compuestos

Se han desarrollado abundantes teorías con respecto al módulo de elasticidad longitudinal concentrado a las fibras y reparto de esfuerzos cortantes a lo ancho de la base de la fibra en materiales compuestos. Para determinar el módulo de elasticidad del material compuesto es primordial conocer la geometría del prototipo, propiedades y cómo se produce la carga en la matriz en dirección de la fibra, habitualmente los modelos parten de los siguientes principios.

- Que los componentes que son la fibra y la matriz sean linealmente elásticos, la matriz sea isotrópica y las fibras pueden ser isotrópicas o transversalmente isotrópicas.
- Que las fibras sean axisimétricas, además es importante que el tamaño y la forma sean iguales.
- Los componentes deben estar bien pegados entre sí, y mantenerse de esa forma durante el proceso de deformación.

Existe una forma de representar al modelo matemático llamado ley de mezclas y su principal idea es la deformación equivalente a la fibra como a la matriz, como se muestra en la ecuación 1 (Tucker & Liang, 1999).

$$E_1 = E_{fb} * V_{fb} + E_m * (1 - V_{fb}) \quad (1)$$

Donde

E_f : Módulo de elasticidad de la fibra

E_m : Módulo de elasticidad de la matriz

V_{fb} : Fracción de volumen de la fibra

Modelos micromecánicos

La micromecánica tiene diferentes modelos, los cuales nos permiten obtener las distintas constantes elásticas y demás propiedades mecánicas de los materiales compuestos, para ello se necesitan valores iniciales dependiendo de las propiedades que muestran la fibra y la matriz (Ruso, 2013).

Modelo de Hopkins and Chamis

Existen varios modelos micromecánicos para obtener las propiedades de los materiales compuestos, uno de ellos hace referencia a la teoría del modelo de Hopkins and Chamis, que están basadas en dos grandes grupos que son, la ley de mezclas y la ley de mezclas modificadas (Ruso, 2013).

Ley de mezclas

Se toma como referencia un volumen V de la pieza mostrada en la Figura 6 y se puede representar matemáticamente con la ecuación 2.

$$V = V_{fb} + V_m + V_v \quad (2)$$

Donde

V_{fb} : Volumen de fibra

V_m : Volumen de la matriz

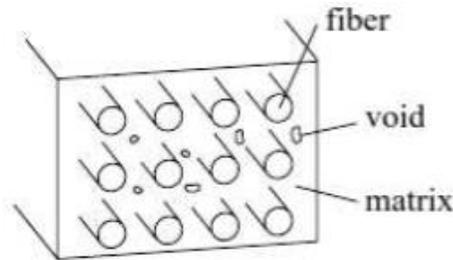
V_v : Volumen de los huecos

Al incluir las fracciones de volumen se obtiene la ecuación 3:

$$V_{fb} = \frac{V_{fb}}{V} \quad V_m = \frac{V_m}{V} \quad V_v = \frac{V_v}{V} \quad (3)$$

Figura 6

Volumen de un elemento



Nota. La figura representa el volumen de un elemento con la matriz, fibra y huecos. Tomado de *Estudio de materiales reforzados con fibras en problemas de contacto* (p. 44) por Ruso, M., 2013, Universidad de Sevilla.

Al despejar las ecuaciones mencionadas anteriormente obtenemos la ecuación 4.

$$V_{fb} + V_m + V_v = 1 \quad (4)$$

Como la fracción de volumen de huecos es despreciable, se tiene la ecuación 5:

$$V_{fb} = 1 - V_m \quad (5)$$

De la figura 6 se obtiene la masa de la pieza, mostrada en la ecuación 6.

$$M = M_{fb} + M_m + M_v \quad (6)$$

Como la masa de los huecos es despreciable se puede digitar la ecuación 7:

$$M = \rho_{fb} * V_{fb} + \rho_m * V_m \quad (7)$$

Donde

ρ_{fb} : Densidad de la fibra

ρ_m : Densidad de la matriz

Finalmente, la densidad del material compuesto se describe en la ecuación 8.

$$\rho_{comp} = V_{fb} * \rho_{fb} + V_m * \rho_m \quad (8)$$

Expresiones matemáticas del modelo de Chamis

A continuación, se tienen las diferentes expresiones de la formulación que se utiliza en la ingeniería del modelo de Chamis para el cálculo de sus distintas propiedades.

Constantes elásticas

$$E_x = E_{Lf} * V_{fb} + E_m * (1 - V_{fb}) \quad (9)$$

$$E_y = \frac{E_m}{1 - \sqrt{V_{fb}} * \left(1 - \frac{E_m}{E_{Tfb}}\right)} \quad (10)$$

$$E_z = E_y \quad (11)$$

$$\nu_{xy} = \nu_{LTfb} * V_{fb} + \nu_m * (1 - V_{fb}) \quad (12)$$

$$\nu_{xz} = \nu_{xy} \quad (13)$$

$$G_{xy} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_{fb}} * \left(1 - \frac{G_m}{G_{LTfb}}\right)} \quad (14)$$

$$G_{yz} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_{fb}} * \left(1 - \frac{G_m}{G_{TTfb}}\right)} \quad (15)$$

$$G_{xz} = G_{xy} \quad (16)$$

Constantes resistentes

$$\chi_t = V_{fb} * \chi_{tfb} \quad (17)$$

$$Y_t = X_{tm} * \left[1 - \left(\sqrt{V_{fb}} - V_{fb}\right) * \left[1 - \frac{E_m}{E_{Tfb}}\right]\right] \quad (18)$$

$$\chi_c = V_{fb} * \chi_{cfb} \quad (19)$$

$$\gamma_c = X_{cm} * \left[1 - \left(\sqrt{V_{fb}} - V_{fb} \right) * \left[1 - \frac{E_m}{E_{Tfb}} \right] \right] \quad (20)$$

$$\delta_{xy} = \delta_m * \left[1 - \left(\sqrt{V_{fb}} - V_{fb} \right) * \left[1 - \frac{G_m}{G_{LTfb}} \right] \right] \quad (21)$$

Donde

E: Módulo de elasticidad

G: Módulo de cortadura

v: Módulo de Poisson

χ: Tensión de rotura

δ: Tensión de rotura a cortadura

ρ: Densidad

V: Fracción en volumen de fibras

L: Longitudinal

T: Transversal

LT: Longitudinal – Transversal (*xy*)

TT: Transversal – Transversal (*yz*)

t: Tracción

c: Compresión

fb: Fibra

m: Matriz

Criterio de Tsai-Wu

Este criterio está basado en el método de falla polinomial y considera la energía de deformación total, el mismo no diferencia los modos de falla ni cual es la fase dominante cuando se presenta la fractura. Está descrito en forma de tensores

polinomiales por Tsai y Wu, siendo un criterio de error más general en comparación con el criterio de Tsai – Hill. En esta aproximación se representa, mediante expresiones matemáticas, la superficie de fluencia para un material que tiene un comportamiento anisótropo, se conoce que estas ecuaciones están basadas en ajustes de curvas que se obtuvieron experimentalmente, a este criterio se lo puede formular como se indica en la ecuación 22:

$$F_i\sigma_i + F_{ij}\sigma_i\sigma_j = 1 \quad (22)$$

Los tensores F_i y F_{ij} son correspondientes a la resistencia del material que se encuentran en la dirección principal del laminado. Se tiene la ecuación 23, descrita a continuación, la misma que representa a una lámina ortótropa que actúa en tensión plana.

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\sigma_6 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (23)$$

Mediante las ecuaciones que serán definidas a continuación permiten calcular los factores F_{ij} los cuales se relacionan con los parámetros de resistencia. (Navarro & Barbero, 2017).

$$F_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} \quad (24)$$

$$F_{11} = \frac{-1}{X_t X_c} \quad (25)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \quad (26)$$

$$F_{22} = \frac{-1}{Y_t Y_c} \quad (27)$$

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{-1}{X_t X_c} \cdot \frac{-1}{Y_t Y_c}} \quad (28)$$

$$F_6 = \left(\frac{1}{X_{12t}} - \frac{1}{Y_{12c}} \right) \quad (29)$$

$$F_{66} = \frac{1}{X_{12t}Y_{12c}} \quad (30)$$

Donde

X_T : Límite de tensión con dirección de la fibra.

X_C : Límite de compresión con dirección a la fibra.

Y_T : Límite de tensión transversal a la fibra.

Y_C : Límite de compresión transversal a la fibra.

X_{12T} : Límite cortante positivo.

X_{12C} : Límite cortante negativo (Se considera igual al límite X_{12T}).

Factor de Seguridad

El FOS (Factor de Seguridad) nos indica cuáles son los componentes de tensión del laminado que deberían multiplicarse por este coeficiente para alcanzar el error del material compuesto utilizando el criterio de Tsai – Wu, detallado anteriormente. Por lo cual se puede expresar este factor mediante la ecuación 31 (Dassault Systemes SolidWorks Corporation, 2016).

$$FOS = \frac{-C_1 + R}{2C_2} \quad (31)$$

Obteniendo los coeficientes C_1 , C_2 y R con las ecuaciones 32, 33 y 34 respectivamente, se considera que el laminado falla cuando el factor de seguridad es menor a 1.

$$C_1 = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\tau_{12} \quad (32)$$

$$C_2 = F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \quad (33)$$

$$R = \sqrt{|C_1^2 + 4C_2|} \quad (34)$$

Fatiga en materiales compuestos

Los materiales compuestos al ser sometidos a fatiga tienen una correlación entre la rigidez y el peso para que actúen de una mejor forma que los materiales convencionales, pero al igual que todo tipo de material al ser sometidos a cargas cíclicas sus propiedades mecánicas se ven afectadas significativamente, esto implica tener varias fallas que están distribuidas a lo largo del material como son la falta de rigidez, la resistencia residual y la presencia de un aumento anisótropo en la vida del elemento (Pagés, Costa, Mayugo, & Blanco, 2002).

Daño por fatiga

Se produce la falla cuando existe rotura de fibras, creación de grietas en la matriz, pandeo en las fibras que están sometidas a esfuerzos de compresión, debonding y arranque de las láminas adyacentes, estos defectos se pueden apreciar de forma microestructural en el material compuesto como se observa en la Figura 7. Al existir este tipo de daños disminuyen las propiedades elásticas del material y su resistencia (Pagés, Costa, Mayugo, & Blanco, 2002).

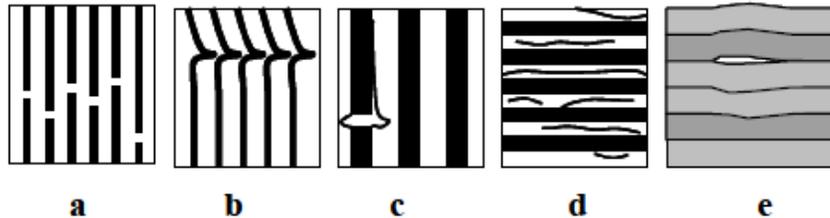
A continuación, se tiene una breve descripción de los mecanismos de daño en materiales compuestos:

- *Rotura de fibras:* En el material compuesto se somete a una carga superior al límite de deformación de la fibra y eso provoca el fallo.
- *Pandeo en las fibras sometidas a esfuerzos de compresión:* Dificultad que se tiene al realizar los experimentos cuando se usan tensiones a compresión.

- *Debonding*: Se genera cuando hay un deslizamiento entre la fibra y la matriz, provocando la desunión de las mismas.
- *Agrietamiento en la matriz*: Aparece cuando la deformación última de la matriz es menor a la deformación del compuesto.
- *Delaminación*: Es la fractura de las láminas del material compuesto, provocando disminución tanto en su rigidez como en la resistencia.

Figura 7

Mecanismos de daño en materiales compuestos



Nota. La figura representa los diferentes mecanismos de daño a) rotura de fibras, b) pandeo en las fibras que están sometidas a esfuerzos de compresión, c) debonding, d) agrietamiento en la matriz, e) delaminación. Tomado de *Tratamiento de la fatiga en el diseño estructural con materiales compuestos* (p. 2) por Page, S., Costa, J. Mayugo, A., Blanco, N., 2002, TDX.

Curva de tensión – esperanza de vida

Para que un material compuesto presente grietas por el trabajo de cargas cíclicas es necesario el desarrollo y acoplamiento de varios mecanismos de desgaste en el laminado. Cuando existen pequeñas fracturas a lo largo de la matriz es debido al crecimiento de las grietas hasta que se observen daños en las fibras adyacentes y la delaminación principal de las láminas, por lo que se puede decir que los materiales

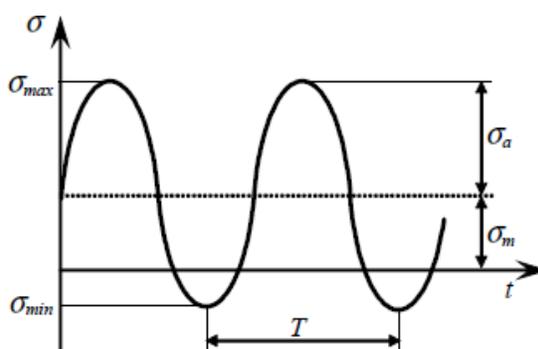
compuestos actúan diferente a los metales debido a que en ellos con un solo defecto la fractura se va propagando hasta producir la falla.

La conducta de la fatiga de los materiales estudiados se rige por el nivel máximo de tensión, el tipo de tensión cíclica que la producen, la tensión máxima, la tensión mínima y su cociente (índice de reversión) descrito en la ecuación 35 que son los parámetros para determinar el crecimiento temporal de la tensión cíclica como podemos observar en la Figura 8 (Mayugo, 2003).

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (35)$$

Figura 8

Carga cíclica típica de período T



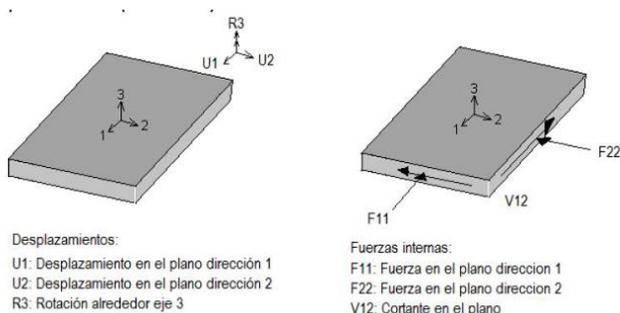
Nota. Cargas cíclicas tradicionales que tiene en un período T. Tomado de *Estudio constitutivo de materiales compuestos laminados sometidos a cargas cíclicas* (p. 22) por Mayugo, M., 2003, Universitat Politècnica de Catalunya.

Diafragma

Son elementos los cuales simplemente están apoyadas en su contorno exterior para transmitir correctamente las cargas que pueden ser laterales y verticales, su comportamiento al transmitir las cargas es adecuado para formas rectangulares y simétricas, como se muestra en la Figura 9.

Figura 9

Desplazamiento y fuerzas internas



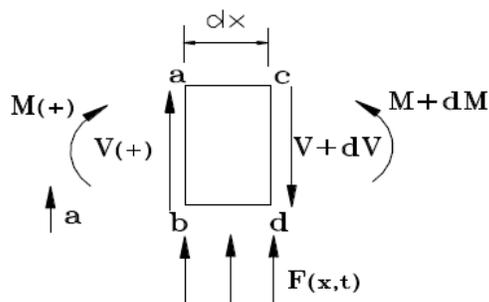
Nota. Representa el desplazamiento y fuerzas en elementos tipo diafragma. Tomado de “Identificación de la condición de diafragma rígido o flexible a partir de instrumentación sísmica y modelación de losas tipo shell o membrana en sistemas de resistencia lateral” (p.15) por Jiménez, D., 2017, Universidad EAFIT de Medellín.

Vibración aplicada en vigas cantiléver

Para poder describir el modelo se toma en cuenta una viga de espesor diferencial “dx” como se observa en la Figura 10 y se somete a vibración donde se obtienen las fuerzas detalladas a continuación. Este estudio fue realizado por el Ing. José Pérez, M.Sc. quien es docente de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE.

Figura 10

Fuerzas y momentos en una viga sometida a vibración



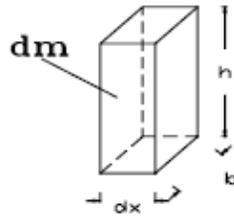
Al momento de usar las ecuaciones de fuerzas dinámicas que actúan en la trayectoria vertical, se obtiene la ecuación 33.

$$\uparrow (+) \sum F = m * a$$

$$F_{(x,t)}dx + V - V - dV = dm * a \quad (36)$$

Figura 11

Elemento diferencial



$$dm = \rho * A * dx$$

$$F_{(x,t)}dx - dV = \rho * A * a * dx$$

$$EI \frac{d^2 \delta}{dx^2} = M$$

$$\frac{dM}{dx} = V$$

$$\frac{dV}{dx} = \frac{d^2 M}{dx^2} \therefore dV = \frac{d^2 M}{dx^2} dx$$

$$dV = \frac{d^2 \left(EI \frac{d^2 \delta}{dx^2} \right)}{dx^2} dx$$

$$\rho * A * dx * \frac{d^2 \delta}{dt^2} = - \frac{d^2 \left(EI \frac{d^2 \delta}{dx^2} \right)}{dx^2} dx + F_{(x,t)} dx$$

$$\rho * A * \frac{d^2 \delta}{dt^2} = - \frac{d^2 \left(EI \frac{d^2 \delta}{dx^2} \right)}{dx^2} + F_{(x,t)}$$

$$\rho * A * \frac{d^2 \delta}{dt^2} = -EI \frac{d^4 \delta}{dx^4} + F_{(x,t)}$$

En este caso se aplica las vibraciones libres que da como resultado la fuerza $F_{(x,t)} = 0$.

$$\frac{d^2\delta}{dt^2} = \frac{E * I}{\rho * A} * \frac{d^4\delta}{dx^4}$$

$$\frac{d^2\delta}{dt^2} = -C^2 * \frac{d^4\delta}{dx^4}$$

$$C = \sqrt{\frac{E * I}{\rho * A}} \quad (37)$$

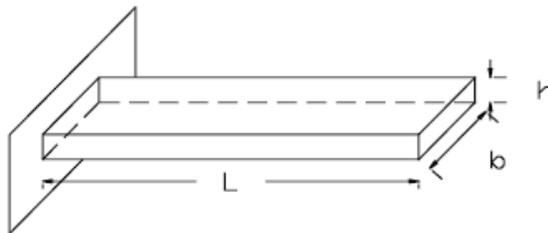
Para el caso de vibraciones libres se puede representar la ecuación diferencial con derivadas parciales.

$$\frac{\partial^2\delta}{t^2} = -C^2 * \frac{d^4\delta}{dx^4} \quad (38)$$

En vigas empotradas con longitud L se aplica la siguiente solución.

Figura 12

Viga empotrada



En el caso de una viga empotrada las condiciones de borde para cualquier tiempo son las siguientes ($x=0$), deflexión =0 y pendiente=0:

$$\delta_{(0,t)} = 0 \text{ y } \frac{d\delta_{(0,t)}}{dx} = 0$$

Para cualquier tiempo tenemos que el momento flector y la fuerza cortante en el extremo libre es igual a 0 y tenemos la siguiente expresión:

$$EI \frac{d^2 \delta_{(0,t)}}{dx^2} = M = 0 \quad y \quad EI \frac{d^3 \delta_{(0,t)}}{dx^3} = V = 0$$

$$1 + 2 * \cos(L) * \sqrt{\frac{1}{c} \bar{\omega}} * \cosh(L) * \sqrt{\frac{1}{c} \bar{\omega}} + 1 = 0$$

$$\cos(L) * \sqrt{\frac{1}{c} \bar{\omega}} * \cosh(L) * \sqrt{\frac{1}{c} \bar{\omega}} = -1 \quad (39)$$

A esta ecuación se la conoce como viga empotrada con extremo libre. Para obtener los resultados de esta ecuación se hace uso de la calculadora TI NSPIRE CA CAS y los resultados son los siguientes teniendo en cuenta que la función es igual a 0

$$L \sqrt{\frac{1}{c} \bar{\omega}} = 1.8751; 4.69409; 7.85; 252.898; 475.951$$

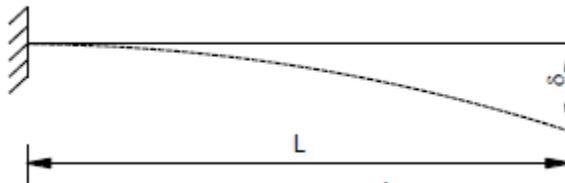
de donde

$$\sqrt{\frac{1}{c} \bar{\omega}} = \eta = \frac{1.8751}{L}; \frac{4.69409}{L}; \frac{7.85}{L}; \frac{252.898}{L}; \frac{475.951}{L}$$

Los valores obtenidos interpretan los distintos modos de vibración de una viga empotrada con un extremo libre la cual está sometida a una vibración independiente. Para calcular la rigidez específica a la flexión de una viga empotrada de sección rectangular que se la puede ver en la Figura 13, sujeta a vibraciones libres con el primer modo de vibración.

Figura 13

Primer modo de vibración



Se procede de la siguiente manera

$$\sqrt{\frac{1}{C} * \bar{\omega}} = \eta = \frac{1.8751}{L}$$

$$\frac{1.8751}{L} = \sqrt{\frac{\bar{\omega}}{\frac{E * I}{\rho * A}}}$$

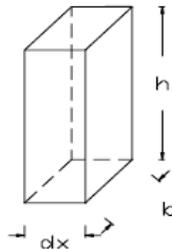
$$\frac{1.8751^4}{L^4} = \frac{\bar{\omega}^2}{\frac{E * I}{\rho * A}}$$

$$\frac{1.8751^4}{L^4} = \frac{(2\pi * f)^2}{\frac{E * I}{\rho * A}}$$

$$\frac{E * I}{\rho * A} = \frac{(2\pi * f)^2}{1.8751^4}$$

Figura 14

Elemento diferencial



$$\frac{E * b * h^3}{12 * \frac{dm}{dVol} * A} = \frac{(2\pi)^2 * f^2 * L^4}{1.8751^4}$$

$$\frac{E * b * h^3}{12 * \frac{dm}{Adx} * A} = \frac{(2\pi)^2 * f^2 * L^4}{1.8751^4}$$

$$\frac{E * h^3}{12} = \frac{(2\pi)^2 * f^2 * L^4}{1.8751^4} \frac{dm}{bdx} = S$$

$$S = \frac{(2\pi)^2 * f^2 * L^4}{1.8751^4} * \gamma$$

$$S = 3.194 * f^2 * L^4 * \gamma \quad (40)$$

S = Rigidez específica a la flexión

f = Frecuencia

L = Longitud libre para 1er modo de vibración

γ = Masa por unidad de área lateral

Transformada de Fourier en vigas empotradas

La serie de Fourier establece la posibilidad de que una función o señal sea expresada en forma de una serie de senos y cosenos, la cual puede resultar infinita. Existen diferentes tipos de señales que pueden ser interpretadas a partir de esta teoría, las cuales se pueden dar en forma de ondas armónicas. La serie de Fourier, utiliza dos funciones base como lo son el seno y el coseno, que pueden ser expandibles en términos convenientes de las características que proveen las mismas, como su suavidad, su dominio infinito, entre otras, teniendo así la ecuación 41 (Proakis & Manolakis, 2004).

$$f(t) \sim \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} \left[a_n \cos\left(\frac{2n\pi}{T}t\right) + b_n \sin\left(\frac{2n\pi}{T}t\right) \right] \quad (41)$$

Una vez establecida la ecuación, podemos dar paso a la transformada de Fourier, la cual busca representar a partir del espectro de frecuencias, el contenido que puede tener una señal, es decir, permite determinar qué tipo de frecuencias son las que aparecen en una señal.

Para el procesamiento de este tipo de señales, se toma como referencia un seno y coseno imaginarios, con los cuales obtenemos un resultado complejo y el espectro de magnitud y fase pueden ser obtenidos a partir de la ecuación 42 (Proakis & Manolakis, 2004).

$$F\{f\}: \varepsilon \rightarrow \hat{f}(\varepsilon) := \int_0^{\infty} f(x)e^{-2\pi i \varepsilon x} dx \quad (42)$$

Cargas que afectan a una aeronave en vuelo

Al momento de describir el vuelo de una aeronave la densidad del aire cambia según las condiciones de presión y temperatura, estos dos factores son de mucha importancia y deben tenerse en cuenta al analizar las fuerzas que actúan sobre la misma. La densidad es un factor que se encuentra directamente al calcular la sustentación y la resistencia, por lo que estas fuerzas son directamente proporcionales a esta característica del aire. Las principales fuerzas que actúan a lo largo de una aeronave son la fuerza de sustentación, fuerza de resistencia, fuerza de empuje y el peso de la aeronave como está representada en la Figura 15.

Figura 15

Modelos físicos de una aeronave, fuerzas que actúan a lo largo del avión



Nota. Tomado de *Manual de conocimiento aeronáuticos del piloto* (p.27) por Federal Aviation Administration, 2008, Departamento de Transporte de los Estados Unidos.

Fuerza de resistencia

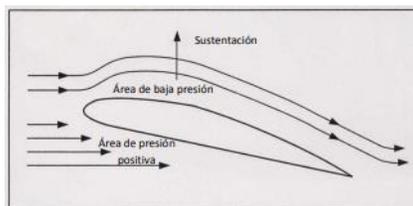
Es una de las fuerzas principales, la cual produce oposición al vuelo de una aeronave y se la clasifica en dos tipos: resistencia parásita e inducida. La resistencia parásita no ayuda al vuelo y con respecto la resistencia inducida produce un perfil realizando sustentación (Administration, 2008).

Fuerza de sustentación

Esta fuerza es la que permite mantener en vuelo a la aeronave y se caracteriza porque el aire que fluye por la parte superior del ala transita una mayor distancia en comparación con la parte inferior, esto quiere decir que logra una mayor velocidad y tiene una menor presión en la parte superior. Cuando existe una diferencia de presiones sobre la parte superior e inferior del ala, se genera la fuerza de sustentación como se observa en la Figura 16 (Orozco, 2006).

Figura 16

Diferencia de presión en el ala



Nota. Tomado de *Avión teoría y análisis de respuesta* (p.5) por Ovalles, J., 2006, Dirección Nacional de Seguridad Operacional.

Fuerza de empuje

El empuje debe ser mayor a la fuerza resistencia para que la aeronave pueda despegar, conforme va adquiriendo una mayor velocidad, la resistencia y el empuje se igualan, para lograr una altura constante la sustentación y el peso deben ser iguales de la misma manera que la resistencia y el peso (Administration, 2008).

Peso de la aeronave

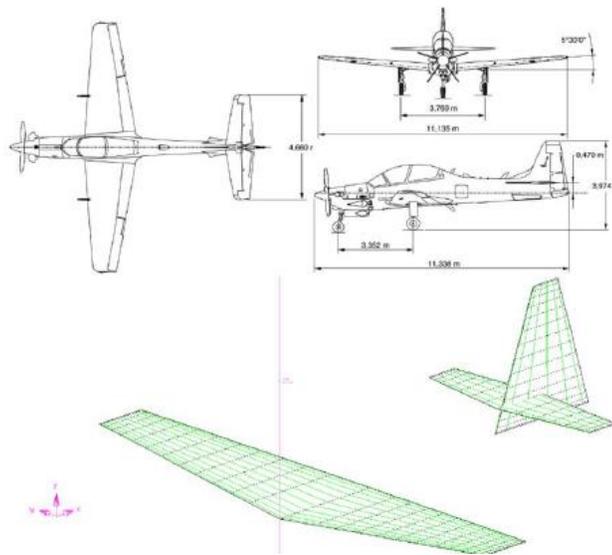
Existen varios factores como son la tripulación, las maletas, el combustible, etc. El conjunto de todos estos elementos nos dice que la unión de este peso tira la aeronave hacia abajo gracias a la gravedad y la fuerza que se opone al peso de la aeronave es la sustentación que actúa sobre el centro de gravedad del cuerpo (Administration, 2008).

Prueba de vuelo

Se pueden realizar pruebas de vuelo para llegar a saber el comportamiento aerodinámico de una aeronave, se toma como ejemplo la aeronave de denominación militar A-29, Super Tucano (ver Figura 17), al estimar el modelo aerodinámico con las cargas que actúan y estas incrementan en función de la altura, por eso la importancia de saber cómo actúa la presión en diferentes alturas a la que se encuentra la aeronave por lo cual se considera que estas tiene alguna relación con el despegue y el aterrizaje (Salzedas & Oliveira, 2016).

Figura 17

Aeronave A-29



Nota. Tomado de *Identificación del modelo aerodinámico bajo efecto tierra con datos de prueba de vuelo* (p.5) por Salzedas, V., Oliveira, B., 2017, International Symposium.

Presión estática del aire

Al estar una aeronave en su punto de vuelo, existe una presión atmosférica, la cual varía conforme a la altitud a la que se encuentra la misma; a su vez, existe una

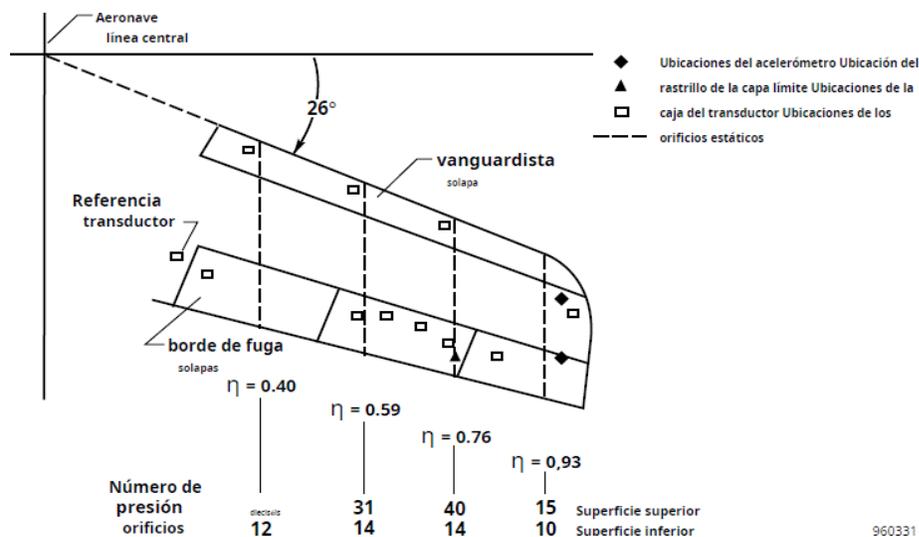
presión atmosférica y aceleración constante, es decir un vuelo recto y nivelado (Powers & Webb, 1997).

Medición de orificios de presión en un ala de avión

Para la medición de la presión se utilizan varios sensores los cuales se ubican en el ala derecha de un avión representada en la Figura 18, a lo largo de su superficie superior e inferior existen 152 perforaciones de presión estática que están sometidos a circulación de flujo de aire libre con un ángulo de ataque variable, también se utilizan estos sensores para medir los diferentes parámetros como son el número de Mach, presión estática, presión dinámica, ángulo de ataque y el ángulo de deslizamiento lateral para lo cual son necesarios sensores y registros digitales en un programa de modulación de código de pulso aerotransportado (Powers & Webb, 1997).

Figura 18

Lugar de orificios a lo largo del ala de un avión



Nota. Tomado de *Flight Wing Surface Pressure and Boundary – Layer Data Report from the F-111 Smooth Variable – Camber Supercritical Mission Adaptive Wing* (p.13) por Powers, S., Webb, L., 1997, Nasa Technical Memorandum 4789.

Cargas estáticas

Las cargas estáticas varían muy paulatinamente y tienen valores nulos hasta un valor final. Por eso si se generan aceleraciones a partir de estas fuerzas en los elementos con dichas condiciones, prácticamente son despreciables e insignificantes, esto produce que las partes permanezcan en equilibrio fijo (no acelerado) en cada momento del desarrollo de las cargas (Tosone & Cavalieri, 2012).

Cargas dinámicas

Las cargas dinámicas son todo lo contrario a las cargas estáticas debido a que estas varían en un rango de tiempo mínimo desde un valor inicial hasta un valor final y esto crea aceleraciones significativas sobre los elementos (Tosone & Cavalieri, 2012), la clasificación de cargas dinámicas se divide según la velocidad de empleo y se encuentra representada de la siguiente forma:

- Choque de alta velocidad: esto sucede en el momento de la aplicación de la carga, que es extremadamente rápida.
- Choque de baja velocidad: ocurre en el momento que las cargas son adheridas en una determinada cantidad de tiempo, en el cual actúa la aceleración sobre el cuerpo que está sometido al choque.
- Carga súbita: las cargas se encuentran adheridas repentinamente, debido a que no se tienen velocidades antes del contacto.

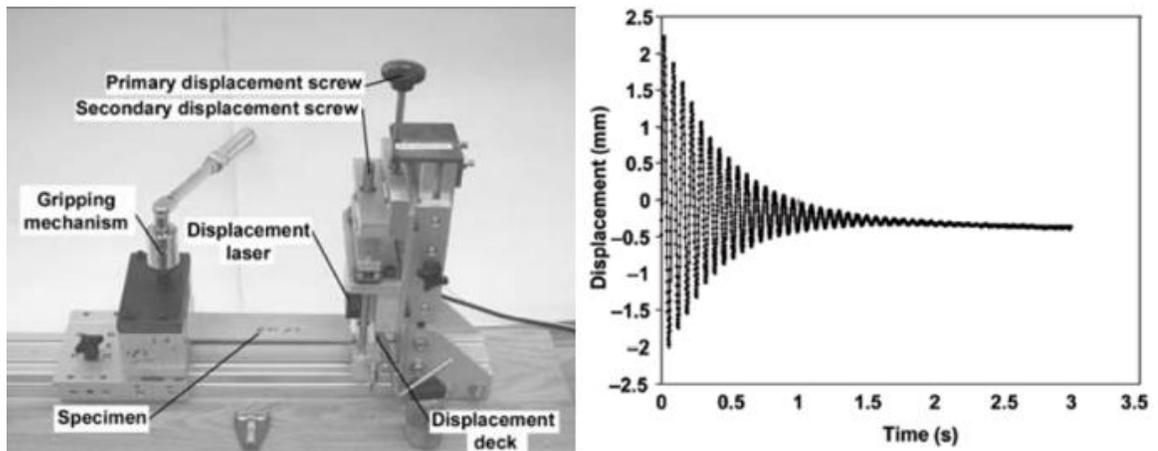
Referencia técnica utilizada para materiales compuestos

En esta referencia se describen las pruebas que se realizan en los materiales compuestos que están sometidos a vibraciones los cuales no producen daños en la estructura, pero tienen una relación con los módulos de flexión y tracción, estos mismos ayudan al cálculo del módulo de elasticidad. Existen varios métodos para poder calcular el módulo de elasticidad en vigas simplemente apoyadas, pero en este estudio se refiere

a vigas en voladizo para adquirir las diferentes propiedades del material aplicando vibraciones. La descripción de una viga en voladizo se da cuando el desplazamiento y el ángulo de deflexión en el borde sujetado es igual a cero, por lo que, aplicando una vibración en el elemento, se puede controlar el movimiento en función de la frecuencia, como se muestra en la Figura 19.

Figura 19

Equipo y muestra del desplazamiento generado en función de la frecuencia



Nota. Tomado de Cantilever-Beam Dynamic Modulus for Wood, 2008, (p. 3), por Turk, Hunt, & Marr.

Para determinar la frecuencia natural en el primer modo de vibración se tiene la siguiente ecuación:

$$\omega_{n1} = 2\pi f = \left(\frac{1.875^2}{L^2} \right) \sqrt{\frac{EI}{m_u}}$$

Donde:

ω_{n1} : frecuencia natural del primer modo de vibración

f : frecuencia adquirida, primer modo de vibración

L: longitud libre de la viga empotrada

E: módulo de elasticidad del material compuesto

I: momento de inercia

m_u: masa por unidad de longitud

Para determinar una ecuación ideal que no se vea afectada por los efectos de la cizalladura, se genera un factor de corrección, definido como el radio de giro de la viga dividido para la longitud libre de esta, lo que nos presenta la siguiente ecuación:

$$\frac{\sqrt{\frac{I}{A}}}{L} = \sqrt{\frac{h^2}{12L^2}}$$

Al ser un ensayo no destructivo y altamente repetitivo para determinar el módulo de elasticidad dinámico cuenta con un software y equipo denominado con las siglas CBV que procesa exitosamente los datos obtenidos. Este tipo de ensayos realizará mejoras en cuanto a los métodos de análisis para materiales compuestos más delgados u otros que estén sujetos a cargas mayores (Turk, Hunt, & Marr, 2008).

Software utilizado

El programa ANSYS ayuda en numerosas aplicaciones como es la simulación de ingeniería asistida por computadora y para simulación de elementos finitos. Para poder realizar la construcción de las diferentes simulaciones es necesario el preproceso, solución y post proceso. El programa interpreta los distintos fenómenos a los cuales se encuentran sometidos los elementos a ser utilizados con la finalidad de realizar un análisis de los mismos de acuerdo a lo requerido.

ANSYS Static Structural: esta herramienta ayuda al análisis de las diferentes estructuras en los cuales se pueden observar el comportamiento cuando están sometidos

a diferentes cargas que podrían afectar sus propiedades mecánicas y a su vez produzcan deformaciones.

ANSYS ACP: esta herramienta brinda diferentes aplicaciones para poder modelar material compuesto y así analizar y utilizar en las prácticas de la ingeniería mecánica, varias de las herramientas que se pueden utilizar son la orientación de las fibras, control del modelado, análisis de fallas y parametrización (Olmedo, 2008).

Capítulo III

Metodología

Materiales utilizados

Para el presente proyecto la caracterización del material compuesto resulta de extrema importancia debido a que a través de las diferentes propiedades tanto de la resina como de las fibras podremos calcular y comparar los resultados obtenidos de los ensayos a ser descritos más adelante, tanto de manera analítica como de manera experimental.

Mediante la orden de ingeniería Nro. FA-BZ-F-E8-2021-004-OIng realizada el 21 de junio del año 2021, aprobada por el Ing. Xavier Sánchez, la cual se encuentra en el Anexo 1, nos especifica que las fibras corresponden a una Fibra de Vidrio E-Glass 7781-50 y resina epoxi 2000 (ver Tabla 1 y 2), que serán aplicados en forma de parches en la punta del ala derecha del modelo A-29B Super Tucano.

Tabla 1

Resina Epoxi System 2000

Resina Epoxi SYSTEM 2000	
Resistencia a la tracción	80 MPa
Módulo de elasticidad	3.4 GPa
Resistencia a la flexión	130 MPa
Coefficiente de Poisson	0.389
% Deformación	7%
Densidad	1.135 g/cm ³

Nota. Datos tomados de Data Sheet Breather and Bleeder.

Tabla 2*Data sheet E-Glass 7781-50*

E-Glass 7781-50	
Resistencia a la tracción	34.47 GPa
Módulo de elasticidad	75.84 GPa
Resistencia a la flexión	180 MPa
Coefficiente de Poisson	0.2
% Deformación	4.8 %
Densidad	2.49 g/cm ³

Nota. Datos tomados de Data Sheet Breather and Bleeder.

Es importante conocer los puntos que se detallan a continuación.

- Propiedades mecánicas tanto de la resina como de las fibras.
- Número y configuración de las capas de las fibras que se utilizaron.
- Proporción de los componentes.

De acuerdo a la construcción de las probetas en la que se realiza un laminado con 8 capas de fibra de vidrio E-glass 7781-50 se utilizó la configuración (45°,90°,90°,90°,90°,90°,90°,45°) y para la proporción de componentes, se tiene:

- Partes de peso (g): R 100: FV 27
- Partes de volumen (l): R 100: FV 27

Cálculo de las propiedades del material compuesto a partir del Modelo de Chamis

Haciendo uso de las ecuaciones (9-21) descritas en el capítulo anterior, las cuales nos permiten determinar las constantes tanto elásticas como de resistencia del material compuesto, obtenemos los siguientes valores:

Constantes elásticas

$$E_x = E_{Lfb} * V_{fb} + E_m * (1 - V_{fb})$$

$$E_x = 72000 * 0.21 + 3500 * (1 - 0.21)$$

$$E_x = 17885[MPa] = 17.89[GPa]$$

$$E_y = \frac{E_m}{1 - \sqrt{V_{fb}} * \left(1 - \frac{E_m}{E_{Tfb}}\right)}$$

$$E_y = \frac{3500}{1 - \sqrt{0.21} * \left(1 - \frac{3500}{72000}\right)}$$

$$E_y = 6205[MPa] = 6.21[GPa]$$

$$E_z = E_y$$

$$E_z = 6.21[GPa]$$

$$\nu_{xy} = \nu_{LTfb} * V_{fb} + \nu_m * (1 - V_{fb})$$

$$\nu_{xy} = 0.2 * 0.21 + 0.35 * (1 - 0.21)$$

$$\nu_{xy} = 0.32$$

$$\nu_{xz} = \nu_{xy}$$

$$\nu_{xz} = 0.32$$

$$\nu_{yz} = \left(\frac{E_z}{2 * G_{yz}}\right) - 1$$

$$\nu_{yz} = \left(\frac{6205}{2 * 2268}\right) - 1$$

$$\nu_{yz} = 0.37$$

$$G_{xy} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} * \left(1 - \frac{G_m}{G_{LTfb}}\right)}$$

$$G_{xy} = \frac{1296.3}{1 - \sqrt{0.21} * \left(1 - \frac{1296.3}{30000}\right)}$$

$$G_{xy} = 2308[MPa] = 2.31[GPa]$$

$$G_{xz} = G_{xy}$$

$$G_{xz} = 2.31[GPa]$$

$$G_{yz} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} * \left(1 - \frac{G_m}{G_{TTfb}}\right)}$$

$$G_{xy} = \frac{1296.3}{1 - \sqrt{0.21} * \left(1 - \frac{1296.3}{20000}\right)}$$

$$G_{xy} = 2268[MPa] = 2.27[GPa]$$

Constantes resistentes

$$\chi_t = \nu_f * \chi_{tfb}$$

$$\chi_t = 0.21 * 3450$$

$$\chi_t = 724.5[MPa] = 0.72[GPa]$$

$$Y_t = X_{tm} * \left[1 - \left(\sqrt{V_{fb}} - V_{fb}\right) * \left[1 - \frac{E_m}{\varepsilon_{Tfb}}\right]\right]$$

$$Y_t = 55 * \left[1 - \left(\sqrt{0.21} - 0.21\right) * \left[1 - \frac{3500}{72000}\right]\right]$$

$$Y_t = 42[MPa] = 0.042[GPa]$$

$$\chi_c = V_{fb} * \chi_{cfb}$$

$$\chi_c = 0.21 * 1080$$

$$\chi_c = 226.8[MPa] = 0.227[GPa]$$

$$Y_c = X_{cm} * \left[1 - \left(\sqrt{V_{fb}} - V_{fb} \right) * \left[1 - \frac{E_m}{E_{Tfb}} \right] \right]$$

$$Y_c = 103 * \left[1 - \left(\sqrt{0.21} - 0.21 \right) * \left[1 - \frac{3500}{72000} \right] \right]$$

$$Y_c = 79[MPa] = 0.079[GPa]$$

De esta forma podemos resumir las propiedades obtenidas del modelo de Chamis con la Tabla 3 que se encuentra descrita a continuación.

Tabla 3

Resumen propiedades material compuesto

Resultados modelo micromecánico de Chamis			
E_x	17.89 [GPa]	G_{yz}	2.27 [GPa]
$E_y = E_z$	6.21 [GPa]	X_t	0.72 [GPa]
$\nu_{xy} = \nu_{xz}$	0.32	Y_t	0.042 [GPa]
ν_{yz}	0.37	X_c	0.227 [GPa]
$G_{xy} = G_{xz}$	2.31 [GPa]	Y_c	0.079 [GPa]

Nota. Ecuaciones obtenidas a partir de bibliografía.

Fabricación de las probetas

La fabricación de las probetas se realizó en el Laboratorio de materiales compuestos con ayuda del personal de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE). Las probetas de material compuesto por fibra de vidrio y resina que se necesitaron fabricar para los ensayos que determinen el módulo de elasticidad deben tener una longitud de 350 x 30 x 3 mm, mientras que las destinadas a los ensayos cíclicos y estáticos deben tener una dimensión de 150 x 150 mm, las cuales se encuentran descritas en la Tabla 4.

Tabla 4

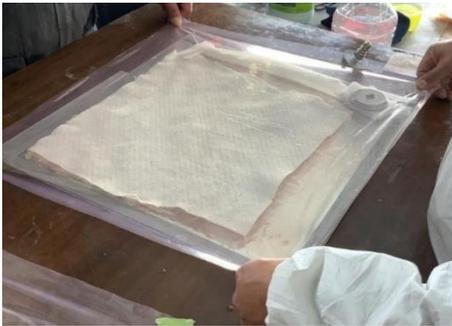
Procedimiento para la Fabricación del material Compuesto Fibra de Vidrio - Resina Poliéster.

Ítem	Descripción	Imagen
1	Se trazan las dimensiones en la fibra de vidrio para obtener las capas que deben tener la siguiente configuración 45° 90° 90° 90° 90° 90° 45° utilizando una regla metálica y escuadras, para luego proceder a cortar el tejido por las marcas establecidas, por facilidad primero se trazan y cortan las capas de 90° y luego las de 45°.	

2	<p>Se agrupan las capas cortadas y con ayuda de una balanza digital se procede a pesar las fibras.</p>	
3	<p>En una placa metálica que tiene que ser mayor a las dimensiones de los cortes de la fibra, se coloca en sus bordes una cinta selladora (Gray Sealant tape) sin quitar las protecciones del adhesivo.</p>	
4	<p>Se corta y se coloca una capa de BAGGING FILM que cubra a la placa metálica antes de los bordes que contienen la cinta selladora.</p>	
5	<p>Se corta una capa de ECONOTITCH PEEL PLY de manera que sobrepase 1 ½" de los bordes de la capa del laminado.</p>	

6	<p>Se corta una capa de BREATHE de manera que sobrepase 1" respecto a las capas de fibra.</p>	
7	<p>Mezcla de resina. Para obtener el peso de la resina de poliéster se toma en cuenta la relación 50% el peso el Peso de Fibra de Vidrio y 50% de resina.</p>	
8	<p>Medir en un recipiente el peso obtenido de la resina con la relación del punto anterior y añadir 2 gotas de catalizador por cada 10 gramos de resina. Mover hasta que se mezcle la resina y el catalizador completamente.</p>	

9	<p>Una vez listos todos los materiales se procede al apilado de las capas de Fibra de Vidrio y resina.</p> <p>9.1. Una vez realizado el punto 4 se procede a colocar y esparcir la primera capa de resina sobre el BAGGING FILM, luego se pone la primera capa de resina que tiene el corte de 45°, a continuación, se coloca y extiende otra capa de resina y se coloca la capa de fibra de vidrio con corte de 90°, repetir este proceso hasta concluir con la octava capa que es de 45°.</p> <p>9.2. Se coloca sobre el apilado la capa de ECONOTITCH PEEL PLY que se obtuvo en el punto 5.</p> <p>9.3. Luego colocar la capa de BREATHER del punto 6.</p> <p>9.4. A continuación, colocar el punto de vacío de manera que permita la extracción de vapores y excesos de resina.</p> <p>9.5. Finalmente retirar las protecciones de la cinta adhesiva</p>	   
---	--	--

	<p>y colocar una capa de BAGGING FILM cubriendo toda la placa metálica, presionando sus bordes para que haya una adecuada adherencia.</p>	
<p>10</p>	<p>Conecta al generador de vacío y se observa que no haya pérdidas de material.</p>	
<p>11</p>	<p>Para finalizar este proceso se introduce el laminado con vacío en el horno de curado programado a una temperatura de 60°C durante 1 hora.</p>	

Nota. En este procedimiento solo se obtendrán 4 probetas por cada proceso de fabricación debido a la dimensión de la placa metálica, por lo tanto, se debe repetir el mismo para completar el número de probetas deseadas.

Equipos utilizados

En base a la teoría ya descrita en el capítulo anterior donde se detallan las ecuaciones que van a ser necesarias para el desarrollo de este proyecto a partir del

estudio de vigas en cantiléver y haciendo uso de un elemento diferencial (ver Figura 11), tenemos la ecuación diferencial con derivadas parciales para vibraciones libres:

$$\frac{\partial^2 \delta}{t^2} = -C^2 * \frac{d^4 \delta}{dx^4}$$

Además, con la resolución de esta ecuación diferencial, logramos obtener la siguiente, que se describe como la resolución de la ecuación diferencial para una viga empotrada con extremo libre:

$$\cos(L) * \sqrt{\frac{1}{c} \bar{\omega}} * \cosh(L) * \sqrt{\frac{1}{c} \bar{\omega}} = -1$$

Obteniendo de esta forma los valores de cada uno de los modos de vibración necesarios, que para nuestro caso será un η de 1.8751 y finalmente lograr describir la fórmula de la rigidez (ecuación 40):

$$S = 3.194 * f^2 * L^4 * \gamma$$

Mediante la cual nos permitirá realizar una igualdad en cuanto al módulo de elasticidad se refiere, logrando tener la siguiente fórmula:

$$\frac{E * b * h^3}{12} = \frac{(2\pi)^2 * f^2 * L^4}{1.8751^4} \frac{dm}{bdx} = S$$

Con esto, determinar el módulo de elasticidad del material compuesto, para lo cual serán necesarios equipos tales como Rigidímetro TMI modelo 7920, MOE Dinámico y Máquina de Ensayos Universal para el ensayo de flexión. Por otro lado, para proceder con el desarrollo de ensayos estáticos y cíclicos, haremos uso de la Máquina de Ensayos Universales INSTRON y la Máquina de Ensayos Universales MTS.

Rigidímetro TMI modelo 7920

El Rigidímetro TMI modelo 7920 es un equipo destinado a la obtención de la rigidez de un material, a partir del uso de una probeta rectangular (viga) que se encuentra empotrada en un extremo, por lo que se encarga de generar la resonancia en la misma. El funcionamiento del equipo establece una frecuencia constante de 25 Hz, la cual permite la vibración de la probeta y con la ayuda de una corredera y una regla que se encuentra en la parte lateral del empotramiento, se puede realizar un ajuste y medición para cuando la viga entre en el modo de resonancia deseado, como se puede observar en la Figura 20, para nuestro caso en particular, necesitaremos el primero modo de vibración.

Figura 20

Rigidímetro TMI modelo 7920



Nota. Equipo que se encuentra ubicado en el Laboratorio de Mecánica de Materiales de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE

MOE Dinámico

Denominado MOE Dinámico (Figura 21), es un equipo utilizado a partir del trabajo de titulación “*Caracterización del material compuesto del borde de ataque de la pieza P/N*”

314-19390-402 del avión A-29 Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana” realizado por Carvajal Ana Belén. El cual utiliza un acelerómetro que es colocado en el extremo libre y sirve para la medición de la amplitud de una probeta rectangular (viga), la cual se empotra en un extremo y con el uso de una carga que parte del reposo se procede a colocar ésta sobre el extremo libre de la probeta para que entre en resonancia, lo cual nos genera una señal mediante la cual utilizando LabView podemos adquirir sus datos y posterior conversión a un gráfico aceleración versus frecuencia haciendo uso de la transformada de Fourier con el programa Octave para hallar de esta forma el módulo de elasticidad del material compuesto.

Figura 21

Equipo MOE Dinámico



Nota. Equipo que se encuentra ubicado en el Laboratorio de Mecánica de Materiales de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE

Máquina de Ensayos Universales

El equipo utilizado para la realización del ensayo a flexión con las probetas rectangulares es la denominada Máquina de Ensayos Universal (Figura 22), la cual nos

permite realizar de forma práctica la aplicación de una fuerza de manera perpendicular a la probeta. Este ensayo se lo trabaja en tres puntos de la misma, dos apoyos que se encuentran en los extremos y están separados una cierta longitud y la carga perpendicular antes descrita en la parte central, generando de esta forma la deflexión de la misma dentro de la zona elástica, sin llegar a la rotura y con la ayuda de un reloj comparador podemos medir la distancia a la que ocurre la deflexión de la viga.

Figura 22

Equipo para ensayo de flexión.



Nota. Equipo que se encuentra ubicado en el Laboratorio de Mecánica de Materiales de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE

Máquina de Ensayos Universales INSTRON.

Este equipo es requerido para realizar el ensayo a fatiga con probetas cuadradas que serán utilizadas durante el desarrollo del proyecto (Figura 23), con lo cual se debe

establecer una frecuencia previa, una fuerza que debe ser determinada a partir de un estudio teórico previo para los materiales compuestos, obteniendo así el número de ciclos a los que fallaría la probeta dependiendo de la fuerza aplicada. Se deben fabricar accesorios de acuerdo a la forma en la que se va a realizar el ensayo, además, se debe tener en cuenta el área de contacto que van a tener con el material compuesto para generar la falla deseada en el mismo.

Figura 23

Equipo INSTRON para ensayo de fatiga.



Nota. Equipo que se encuentra ubicado en el Laboratorio de Mecánica de Materiales de la Universidad de las Fuerzas Armadas - ESPE

Dimensionamiento de probetas

Dentro de los ensayos a realizarse, es de suma importancia conocer las dimensiones de las probetas con las que se van a trabajar, por lo que procedimos a tomar medidas geométricas de cada una de estas, tales como largo, ancho y espesor, de igual forma se consideró la masa que poseen, lo cual se puede observar en la Figura 24. Cada

uno de estos parámetros fue medido un total de 5 veces con los siguientes instrumentos facilitados por el Laboratorio de Metrología y el LMM de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE tal como se muestra en la Tabla 5.

Tabla 5

Herramientas utilizadas para la medición de las dimensiones de las probetas

Instrumento – Modelo	Apreciación	Rango
Pie de Rey – Insize	0.001 mm	200 mm
Pie de Rey – Mitutoyo	0.02 mm	600 mm
Micrómetro – Mitutoyo	0.001 mm	25 mm
Balanza – Kern	0.01 g	1000 g

Nota. Instrumentos pertenecientes al Laboratorio de Metrología

Figura 24

Toma de medidas de las probetas.



A continuación, se presenta el promedio de las medidas tomadas de cada una de las probetas resumidas en la Tabla 6.

Tabla 6*Dimensiones y masa de las Probetas 1-6*

Probeta	L (mm)	b 1 (mm)	b 2 (mm)	b 3 (mm)	h 1 (mm)	h 2 (mm)	h 3 (mm)	m (g)
P1	349.05	26.09	25.23	26.30	1.90	1.94	1.90	34.23
P2	350.17	25.32	25.54	26.43	2.18	1.90	2.03	31.46
P3	350.72	24.78	25.61	26.47	2.05	2.04	2.06	31.37
P4	350.82	25.00	25.12	25.68	2.13	2.12	2.11	31.19
P5	350.48	24.14	24.34	23.56	2.13	2.13	2.10	31.31
P6	351.08	24.56	24.28	24.57	2.13	2.13	2.27	31.54

Nota. Resumen de las medidas tomadas largo (L), ancho (b), espesor (h) y masa (m)

Con las medidas tomadas, se observan en la Figura 25 las 6 probetas de dimensiones muy similares, con las que se va a realizar los ensayos para el cálculo del módulo de elasticidad.

Figura 25

Probetas utilizadas para esta serie de mediciones y ensayos



Nota. Probetas proporcionadas por el Ing. Xavier Sánchez en colaboración con el CICTE.

Algo importante a tener en cuenta es que al momento de realizar una inspección visual de las probetas se pudo observar que tanto el ancho como el espesor no eran uniformes a lo largo de estas, por lo que se decidió (en el caso de ambas dimensiones) a medirlas en cada uno de los extremos y en la mitad de cada una de las probetas, para así obtener un promedio más confiable de las medidas.

Medición del módulo de elasticidad con el equipo Rigidímetro TMI modelo 7920

Para el primer ensayo realizado se utilizó el rigidímetro TMI modelo 7920 con una frecuencia constante de 25 Hz. En un principio, se empotra uno de los extremos asegurándose correctamente para que no exista ninguna clase de movimiento inesperado al momento de someter la probeta a vibración, una vez la probeta ubicada correctamente y sometida a vibración se procede a recorrer la corredera hasta que se encuentre la longitud en donde se presente el primer modo de vibración en donde la deflexión será máxima tal como se presenta en la Figura 26.

A través del análisis que se realiza de una viga en cantiléver sometida a vibración se utiliza la siguiente formulación para obtener el módulo de elasticidad del material a través del ensayo con el rigidímetro, haciendo uso de la ecuación 40 y 43.

$$S = 3.194f^2L^4\gamma$$

$$\gamma = \frac{m}{A_L} \quad (43)$$

Donde:

S: Rigidez específica a la flexión

f: Frecuencia

L: Longitud libre para 1 er modo de vibración

γ : Masa por unidad de área lateral

A_L : Área lateral

Figura 26

Probeta sometida a vibración en donde se presenta el primer modo de vibración



En cada probeta se realizó este procedimiento 5 veces para así obtener al final un promedio de cada una de las longitudes en donde se presentaba el primer modo de vibración, a continuación se presentan los datos adquiridos en este ensayo en la Tabla 7.

Tabla 7

Datos adquiridos durante el ensayo con el Rigidímetro TMI modelo 7920

Probeta	L (mm)	Lc 1 (mm)	Lc 2 (mm)	Lc 3 (mm)	Lc 4 (mm)	Lc 5 (mm)	Promedio (mm)
P1	349.05	170.50	171.30	169.90	171.00	169.50	170.44
P2	350.17	193.90	194.10	193.90	194.20	194.50	194.12
P3	350.72	192.30	195.70	196.30	194.90	193.60	194.56
P4	350.82	190.90	191.50	189.30	189.90	189.90	190.30
P5	350.48	193.60	193.20	192.10	193.20	192.80	192.98
P6	351.08	188.80	190.00	190.00	190.70	190.30	189.96

Nota. Donde L es la longitud total y Lc se refiere a la Longitud Crítica a la que se presenta el primer modo de vibración en las probetas.

Como se puede observar en la Tabla 8, se presenta la esbeltez y los módulos de elasticidad que se obtuvieron de las 6 probetas ensayadas a partir del uso de la ecuación 40, tomando en cuenta las dimensiones y longitudes críticas con las que se realizó el ensayo en cada una de ellas.

Tabla 8

Módulo de Elasticidad y esbeltez calculados en las Probetas 1 – 6.

	P1	P2	P3	P4	P5	P6
γ (kg/mm²)	3.79E-06	3.49E-06	3.49E-06	3.51E-06	3.72E-06	3.67E-06
S (Nmm)	6385.43	9884.29	9987.29	9211.98	10299.48	9543.65
E (GPa)	10.94	13.73	13.91	11.58	12.99	11.99
λ	308.58	327.74	328.12	310.78	315.48	316.36

Esbeltez

A partir de los datos obtenidos en el rigidímetro, para las probetas (1-6) se decidió tomar en cuenta el parámetro denominado como esbeltez de la viga, teniendo en cuenta que, aplicando la teoría de vigas cortas, intermedias y esbeltas, debido a que para este tipo de ensayos pueden tener una gran influencia las dimensiones que se tomen con el material compuesto, por lo que se decidió utilizar dos probetas de las antes mencionadas para realizar un corte longitudinal y de esta forma obtener probetas cortadas significativamente más delgadas, por lo que la formulación de la esbeltez se la puede calcular a partir de las siguientes ecuaciones (44 - 47)

$$I = \frac{b * h^3}{12} \quad (44)$$

$$A = b * h \quad (45)$$

$$r = \sqrt{\frac{I}{A}} \quad (46)$$

$$\lambda = \frac{Lc}{r} \quad (47)$$

Donde:

I = Inercia (mm^4). La inercia está referida a la cara transversal de la probeta

b = Base (mm)

h = Altura (mm)

A = Área transversal (mm^2)

Lc = Longitud crítica libre de empotramiento (mm)

λ = Esbeltez

Para una segunda sesión de ensayos se decidió cortar la probeta 5 y 6 como se puede observar en la Figura 27, esto con el fin de observar si existen cambios importantes en los resultados tanto para el ensayo en el Rigidímetro como en el equipo MOE Dinámico que será descrito más adelante.

Figura 27

Probetas obtenidas a partir de las probetas 5 y 6 originalmente ensayadas.



Nota. El corte de estas probetas fue realizado en el Laboratorio de Materiales Compuestos, dentro de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE.

Tal como se realizó con las probetas (1-6), se procedió a tomar las medidas de las probetas cortadas para su análisis dentro de la formulación de cada uno de estos equipos (ver Tabla 9).

Tabla 9

Dimensiones y masa de las Probetas 5.1 - 6.2

Probeta	L (mm)	b 1 (mm)	b 2 (mm)	b 3 (mm)	h 1 (mm)	h 2 (mm)	h 3 (mm)	m (g)
P5.1	350.48	6.74	7.25	6.46	2.14	2.13	2.13	7.66
P5.2	350.45	5.21	6.28	6.02	2.13	2.13	2.12	6.84
P5.3	350.57	6.2	6.95	7.36	2.08	2.08	2.09	8.29
P6.1	351.08	8.27	8.01	7.89	2.16	2.15	2.16	31.19
P6.2	350.68	7.87	7.97	7.36	2.10	2.16	2.18	8.88

Nota. Resumen de las medidas tomadas largo (L), ancho (b), espesor (h) y masa (m)

La medición de las longitudes críticas promedio se muestran en la Tabla 10.

Tabla 10

Datos adquiridos durante el ensayo con el Rigidímetro TMI modelo 7920

Probeta	L (mm)	Lc 1 (mm)	Lc 2 (mm)	Lc 3 (mm)	Lc 4 (mm)	Lc 5 (mm)	Promedio (mm)
P5.1	349.052	207.50	209.30	210.40	210.30	208.70	209.24
P5.2	350.172	215.30	211.50	214.00	214.20	214.40	213.88
P5.3	350.72	210.00	209.80	207.60	210.40	207.70	209.10
P6.1	350.82	209.60	210.40	209.60	210.50	210.50	210.12
P6.2	350.48	206.40	204.40	204.00	204.50	203.90	204.64

Nota. Donde L es la longitud total y Lc se refiere a la Longitud Crítica a la que se presenta el primer modo de vibración en las probetas.

Como se detalla en la Tabla 11, se encuentran los resultados obtenidos de las probetas cortadas. Con lo cual podemos observar que se ha logrado obtener un aumento de la esbeltez de las mismas junto con el módulo de elasticidad calculado en comparación a las probetas anteriores (1-6).

Tabla 11

Módulo de Elasticidad y esbeltez de las probetas 5.1 - 5.3 y 6.1 - 6.2

	P5.1	P5.2	P5.3	P6.1	P6.2
γ (kg/mm²)	3.20E-06	3.34E-06	3.46E-06	3.65E-06	3.27E-06
S (Nmm)	12146.32	14092.68	12855.60	14331.89	11296.50
E (GPa)	15.01	17.57	17.06	17.13	13.70
λ	338.88	349.17	345.35	338.01	329.04

Medición del módulo de elasticidad con el equipo MOE Dinámico

Dentro de lo realizado en el equipo, se ha logrado la instalación de los programas necesarios para el funcionamiento del mismo, los cuales son LabView y Octave. El equipo se encontraba en el laboratorio de Reología, por lo que supieron proporcionarnos la estructura y el software para su uso en el LMM; sin embargo, para su funcionamiento es necesario contar con el hardware (computador) quien es el que albergará los datos obtenidos con una conexión USB entre la máquina y el mismo, por lo que asumimos la adquisición de un computador destinado a este punto. Además de hacer uso del USB-6008 que es un dispositivo DAQ multifunción, las utilidades de este pueden ser tanto entradas y salidas analógicas como digitales, además de contar con un controlador de 32 bits para su funcionamiento, reflejado en la Figura 28 (Instruments, 2016).

Figura 28*USB-6008 Dispositivo DAQ*

Nota. Tomado de National Instruments, (4 de mayo de 2016).

Para facilitar el funcionamiento del equipo es necesario un acelerómetro ADXL335, el cual nos permite tomar un número de muestras con respecto a la aceleración con la que se mueve nuestra probeta, para así poder representarlo en un gráfico aceleración versus número de muestras.

Este método utiliza la ecuación 40 para el cálculo de la frecuencia natural a partir de datos que han sido obtenidos por el rigidímetro y ecuaciones de vibraciones, con esto logramos hallar el espectro de frecuencias con datos que nos brinda el acelerómetro, para convertir esta señal en un espectro de amplitud, haremos uso del software LabView, mediante el cual obtendremos un punto en el cual el material compuesto entre en resonancia, posterior a esto haremos uso de la transformada de Fourier que se encuentra codificada en el programa Octave para finalmente obtener un gráfico de la frecuencia versus la aceleración y de esta forma determinar el módulo de elasticidad de las probetas.

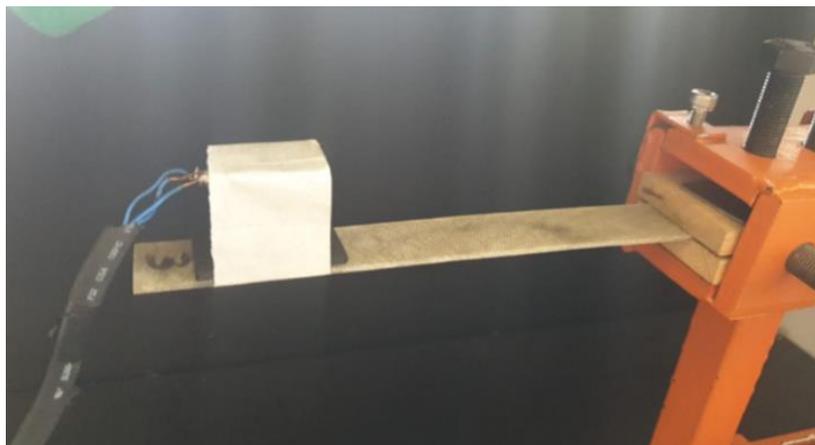
Procedimiento para el cálculo del MOE Dinámico

Para realizar las pruebas con las probetas antes mencionadas en el equipo MOE Dinámico, se procedió a conectar el dispositivo como se muestra en la Figura 29, de forma

que el acelerómetro ADXL335 quede en el extremo libre, teniendo en cuenta la distancia desde el empotramiento de la probeta.

Figura 29

Empotramiento y colocación del acelerómetro en el extremo libre

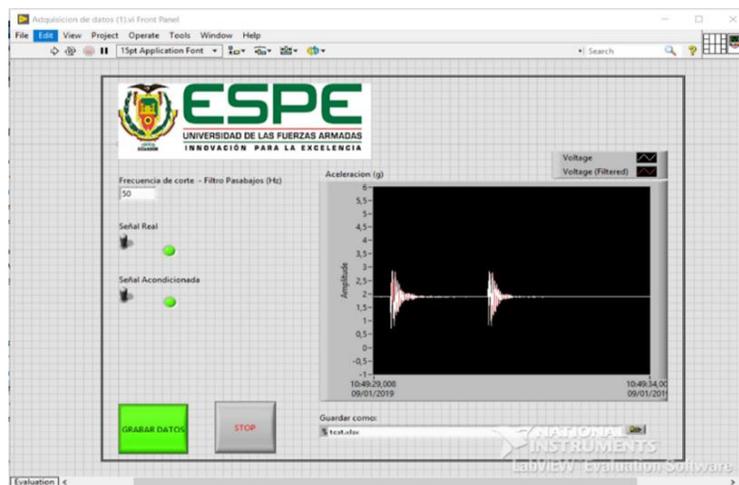


Nota. Acelerómetro usado en las probetas, tomado del equipo de MOE Dinámico. Ensayo realizado por Mora Andrés y Salazar Gabriela

Con el movimiento del extremo a partir de una fuerza por efecto de la gravedad, se pone en movimiento la probeta, generando de esta forma el efecto de vibración en su primer modo. Haciendo uso del computador con el software antes mencionado de LabVIEW, descrito en la Figura 30, se procede a la toma de datos, en los cuales nos genera la amplitud en la que se desarrolla el efecto vibratorio. Al generar estos datos, se almacenan de manera automática en un archivo de Excel, con lo cual, podemos tomar una gran cantidad de datos y realizar la misma cantidad de pruebas, automatizando un poco más el proceso, teniendo en cuenta que el archivo generado nos servirá más adelante para realizar los gráficos aceleración versus frecuencia.

Figura 30

Software de LabVIEW utilizado al momento de la toma de datos.

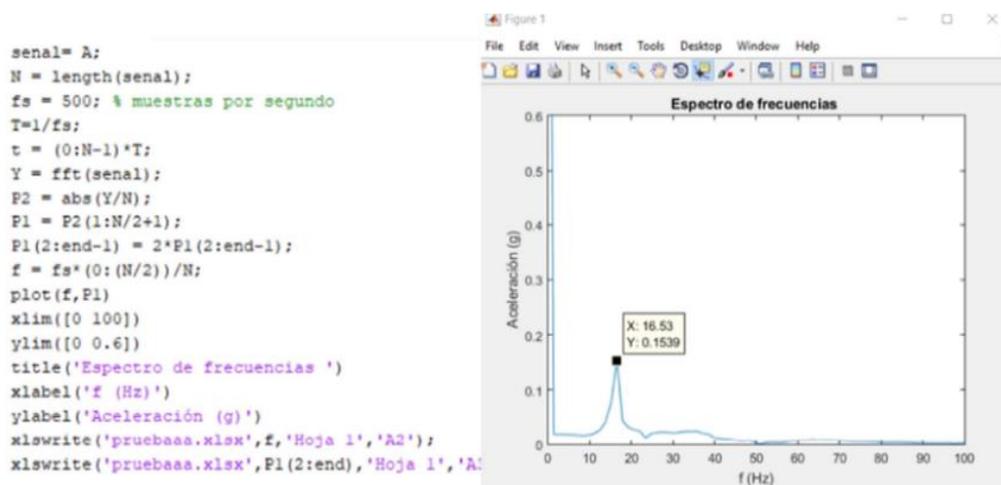


Nota. Tomado de LabVIEW V18.0

Haciendo uso de la transformada de Fourier, se procede a calcular la frecuencia natural. Esto lo logramos a partir de la codificación en Octave como se detalla en la Figura 31, obteniendo así una gráfica como la que se muestra.

Figura 31

Software de Octave con el código utilizado junto con un ejemplo del espectro a analizar.



Nota. Tomado de Octave.

Con esto, logramos obtener los diferentes gráficos de aceleración versus frecuencia para las distintas pruebas realizadas en cada una de las probetas. Al generar los gráficos, logramos obtener un punto máximo dentro del espectro, este hace referencia al momento en el que entra en resonancia la probeta, por lo que haremos uso de estos puntos para el estudio y análisis del MOE Dinámico del material compuesto. Cabe recalcar que esto depende tanto de la longitud del extremo libre, las dimensiones del espesor de la probeta y la esbeltez de la misma.

Análisis de frecuencia de probetas

Para los análisis de las probetas, se tomó en consideración una distancia de 150 mm a partir del punto de empotramiento hacia el extremo libre, haciendo un total de 24 pruebas para asegurarnos de obtener resultados confiables, expresados en la Tabla 12.

Tabla 12

Frecuencias obtenidas

Probeta	PRUEBA 1 f (Hz)	PRUEBA 2 f (Hz)	PRUEBA 3 f (Hz)	PRUEBA 4 f (Hz)
P1	10.00	9.95	10.00	10.15
P2	10.50	10.67	10.73	10.50
P3	10.38	10.75	10.54	10.64
P4	10.80	10.75	10.78	10.67
P5	10.56	10.80	10.45	10.64
P6	10.56	10.70	10.80	10.73

Posterior al ensayo realizado en las probetas (1-6), se procedió a utilizar las probetas cortadas (5.1-6.2) descritas anteriormente, por lo que los resultados obtenidos se pueden observar en la Tabla 13.

Tabla 13

Frecuencias obtenidas de las probetas recortadas

Probeta	PRUEBA 1 f (Hz)	PRUEBA 2 f (Hz)	PRUEBA 3 f (Hz)
P5.1 (Lc=200mm)	7.23	7.57	7.38
P5.1 (Lc=220mm)	6.68	6.68	7.53
P5.2 (Lc=220mm)	6.41	6.81	6.41
P5.3 (Lc=250mm)	5.7	6.69	5.71
P6.1 (Lc=250mm)	5.12	5.13	5.71
P6.2 (Lc=250mm)	5.41	5.42	5.12

Esbeltez en el equipo de MOE Dinámico

Tomando en cuenta los ensayos realizados en el rigidímetro, se decidió considerar el factor de esbeltez para el equipo MOE Dinámico, con lo cual se obtuvieron los resultados presentados en la Tabla 14.

Tabla 14

Esbeltez equipo MOE Dinámico

Probeta	m (kg)	Lc (m)	r (mm)	λ	E [GPa]
P1	0.015	0.150	0.00072	209.52	0.4848
P2	0.013	0.150	0.00064	234.06	0.6899
P3	0.013	0.150	0.00063	239.45	0.7266
P4	0.013	0.150	0.00064	234.06	0.7164
P5	0.013	0.150	0.00063	238.35	0.7210
P6	0.013	0.150	0.00068	221.11	0.5903

Nota. Resultados medidos y calculados para la obtención de la esbeltez y módulo de elasticidad, donde m es la masa, Lc la longitud crítica de vibración, r es el radio de giro y λ la esbeltez.

Para el cálculo de las probetas cortadas (5.1-6.2), se realizó una variación de la longitud de empotramiento de cada una de ellas, para apreciar la forma en la que influye la esbeltez en los cálculos, la cual se presenta en la Tabla 15.

Tabla 15

Esbeltez equipo MOE Dinámico.

Probeta	m (kg)	Lc (m)	r (mm)	λ	E [GPa]
P5.1	0.004373	0.2	0.000614	325.57	1.088
P5.1	0.004811	0.22	0.000614	358.13	1.417
P5.2	0.004294	0.22	0.000609	361.19	1.392
P5.3	0.005909	0.25	0.000600	416.36	2.439
P6.1	0.007370	0.25	0.000621	402.80	1.548
P6.2	0.006323	0.25	0.000626	399.09	1.323

Nota. Resultados medidos y calculados para la obtención de la esbeltez y módulo de elasticidad.

Simulación en el programa ANSYS

El programa que se utilizó para la simulación es el ANSYS Workbench 1.8, mediante las herramientas ACP (pre) ANSYS Composite PrepPost y Static Structural. La herramienta ACP (pre) nos permite caracterizar un material compuesto colocando tanto el número de capas como la dirección de las fibras. En la herramienta Static Structural se realizará el mallado y la colocación de carga y apoyos además de tener los resultados de la simulación tanto estática como a fatiga.

Simulación de un estudio de frecuencias

En la selección del material se usó el del catálogo de ANSYS el material Epoxy E-Glass UD o fibra de vidrio tipo E, en el cual se cambiaron las propiedades ortotrópicas

elásticas y de límite de tensión cómo se observa en la Figura 32, cuyos datos fueron obtenidos mediante el modelo de Chamis.

Figura 32

Parámetros del material

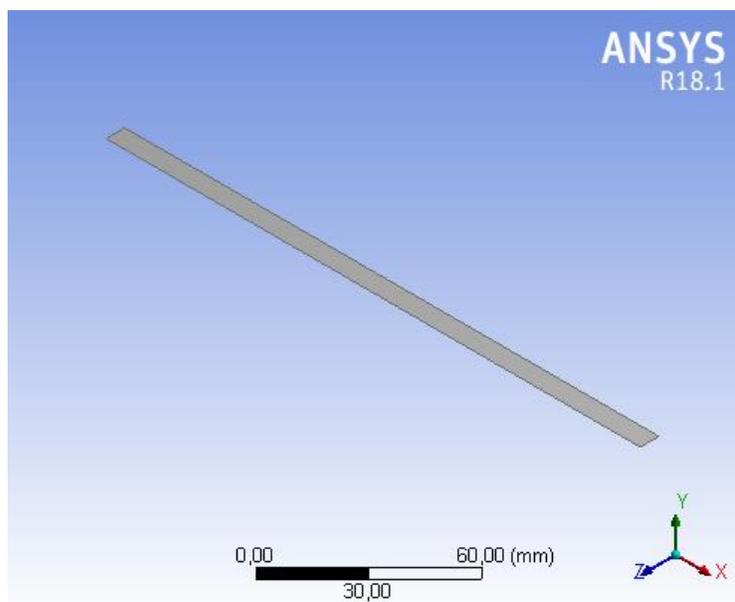
Properties of Outline Row 3: Epoxy E-Glass UD				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
2	Density	1,5	g cm ⁻³	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
3	Orthotropic Elasticity			<input type="checkbox"/>
4	Young's Modulus X direction	17885	MPa	<input type="checkbox"/>
5	Young's Modulus Y direction	6205	MPa	<input type="checkbox"/>
6	Young's Modulus Z direction	6205	MPa	<input type="checkbox"/>
7	Poisson's Ratio XY	0,32		<input type="checkbox"/>
8	Poisson's Ratio YZ	0,37		<input type="checkbox"/>
9	Poisson's Ratio XZ	0,32		<input type="checkbox"/>
10	Shear Modulus XY	2308	MPa	<input type="checkbox"/>
11	Shear Modulus YZ	2268	MPa	<input type="checkbox"/>
12	Shear Modulus XZ	2308	MPa	<input type="checkbox"/>
13	Alternating Stress R-Ratio	Tabular		<input type="checkbox"/>
17	Orthotropic Stress Limits			<input type="checkbox"/>
18	Tensile X direction	724,5	MPa	<input type="checkbox"/>
19	Tensile Y direction	42	MPa	<input type="checkbox"/>
20	Tensile Z direction	42	MPa	<input type="checkbox"/>
21	Compressive X direction	-227	MPa	<input type="checkbox"/>
22	Compressive Y direction	-79	MPa	<input type="checkbox"/>
23	Compressive Z direction	-79	MPa	<input type="checkbox"/>
24	Shear XY	42	MPa	<input type="checkbox"/>
25	Shear YZ	42	MPa	<input type="checkbox"/>
26	Shear XZ	42	MPa	<input type="checkbox"/>

Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Con el material ingresado en la biblioteca del programa, se modelaron las probetas una por una de acuerdo a las dimensiones geométricas obtenidas por lo que se puede ver en la Figura 33 un modelo de las probetas. Se debe tener en cuenta que existen propiedades que no son necesarias al momento de ingresar el material, tales como la temperatura, ya que no intervienen en este tipo de simulaciones.

Figura 33

Modelamiento geométrico de las probetas

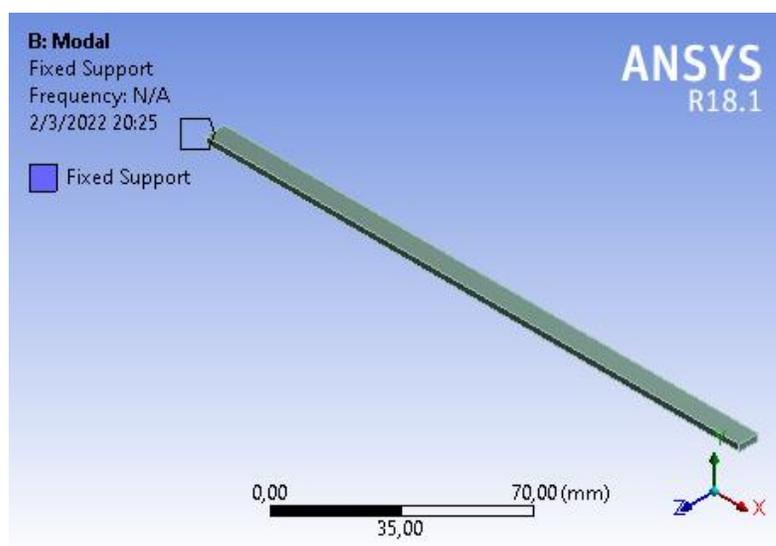


Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Ahora se procede a realizar el empotramiento de la probeta (ver Figura 34).

Figura 34

Empotramiento de la probeta

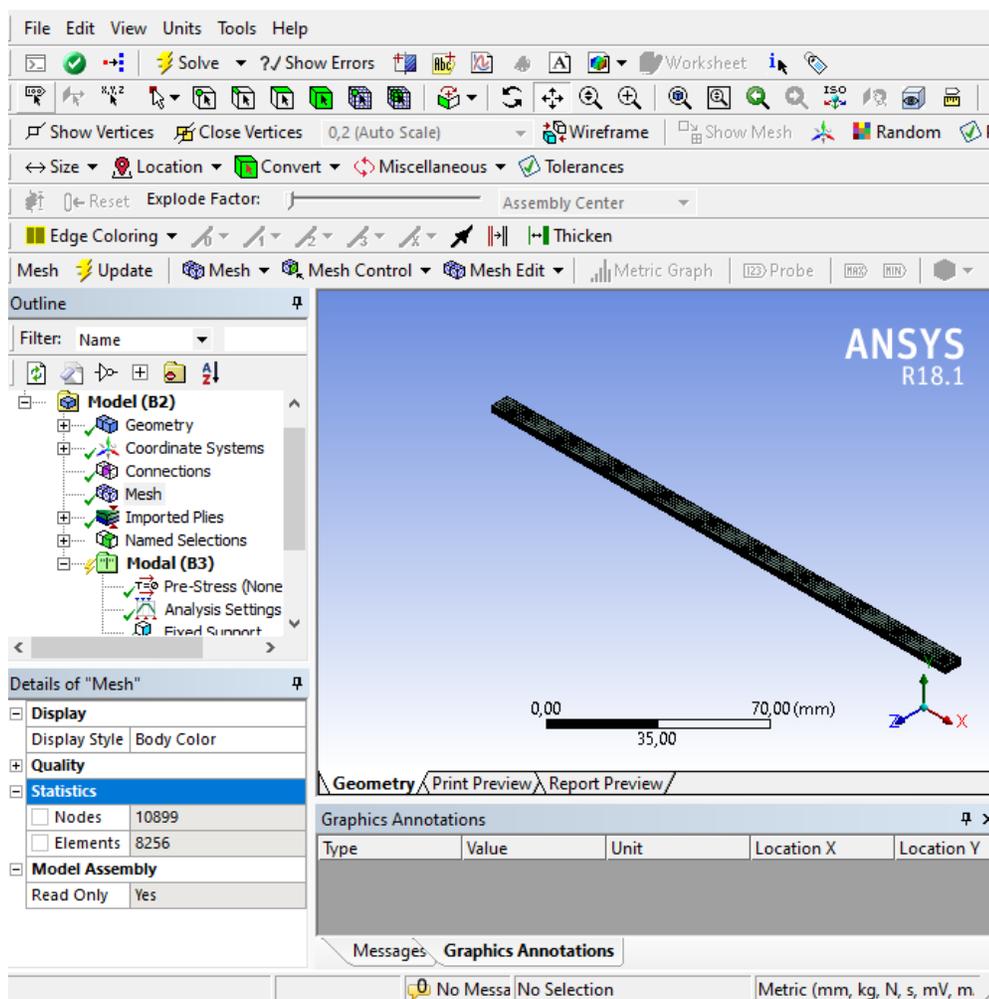


Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Posterior a esto se procede a realizar el mallado, tomando en cuenta que entre más fina sea la malla que se le aplique al material compuesto, se obtendrán resultados un poco más aproximados, por lo que posterior a esto, procedemos con ejecución del estudio de frecuencias, como se observa en la Figura 35.

Figura 35

Mallado y ejecución del estudio de frecuencias.



Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

A partir de esto podemos obtener los resultados para los diferentes modos de vibración. Para nuestro caso, necesitamos determinar el primer modo de vibración, por lo que tomaremos el resultado señalado en la Figura 36.

Figura 36

Resultados obtenidos de los modos de vibración

***** PARTICIPATION FACTOR CALCULATION ***** Y DIRECTION							
MODE	FREQUENCY	PERIOD	PARTIC. FACTOR	RATIO	EFFECTIVE MASS	CUMULATIVE MASS FRACTION	RATIO EFF.MASS TO TOTAL MASS
1	20.6070	0.48527E-01	0.17503E-02	1.000000	0.306348E-05	0.681548	0.612206
2	58.3791	0.17129E-01	0.24763E-09	0.000000	0.613202E-19	0.681548	0.122542E-13
3	129.054	0.77487E-02	-0.97032E-03	0.554377	0.941512E-06	0.891012	0.188152
4	361.005	0.27700E-02	0.56922E-03	0.325214	0.324006E-06	0.963095	0.647494E-01
5	364.102	0.27465E-02	-0.66431E-10	0.000000	0.441306E-20	0.963095	0.881907E-15
6	706.460	0.14155E-02	-0.40729E-03	0.232699	0.165884E-06	1.00000	0.331503E-01
sum					0.449488E-05		0.898258

Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Resultados de frecuencias obtenidos para el ensayo el Rigidímetro.

A partir de la simulación realizada, se obtuvieron los siguientes resultados para las frecuencias de las probetas (1-6) que se muestran en la Tabla 16.

Tabla 16

Estudio de frecuencias probetas (1-6)

Probeta	f [Hz]
P1	28.78
P2	22.15
P3	22.05
P4	23.06
P5	22.41
P6	23.14

De igual forma se realizó el estudio de frecuencias para las probetas cortadas (5.1-6.2), obteniendo los resultados que se muestran en la Tabla 17.

Tabla 17*Estudio de frecuencias probetas (5.1-6.2)*

Probeta	f [Hz]
P5.1	18.91
P5.2	17.91
P5.3	19.12
P6.1	18.61
P6.2	19.53

Resultados de frecuencias obtenidos para el ensayo MOE Dinámico.

Las frecuencias obtenidas a partir del ensayo realizado con el equipo MOE Dinámico no fueron lo suficientemente satisfactorias, por lo que los resultados que se obtienen en la simulación se reflejan en la Tabla 18.

Tabla 18*Estudio de frecuencias probetas (5.1-6.2)*

Probeta	Lc [mm]	f [Hz]
P5.1	200	20.61
P5.2	220	16.98
P5.3	220	17.02
P6.1	250	13.34
P6.2	250	13.17

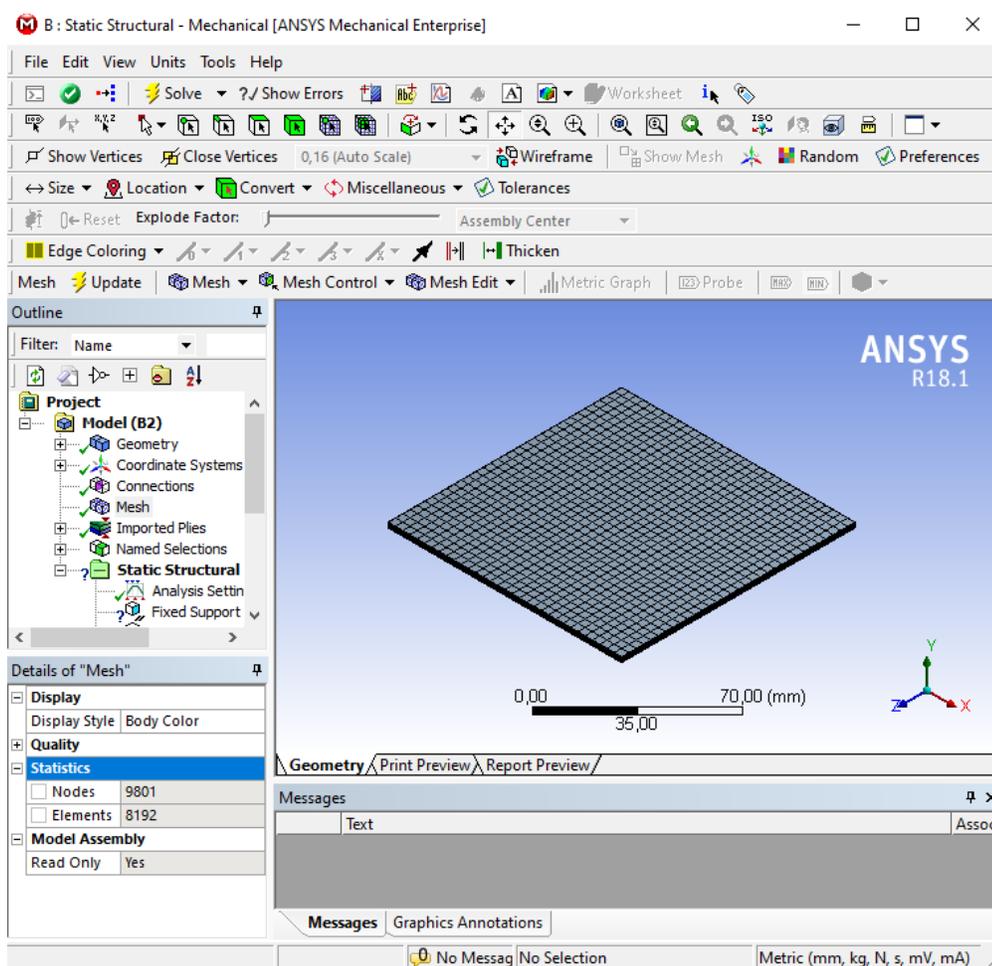
A partir de esta simulación podremos determinar la diferencia que existe entre las frecuencias obtenidas experimentalmente y las generadas en el software para las distancias críticas consideradas.

Simulación carga de una aeronave

Las medidas de la probeta que se utilizó en la simulación es de 110 x 110 x 2,4 mm, medidas recomendadas por que se asemejan a los de los parches solicitados. A continuación, se procedió a realizar el mallado, el cual se realizó un refinado para así poder obtener los resultados más precisos posibles. El mallado y el número de nodos se observan en la Figura 37.

Figura 37

Mallado

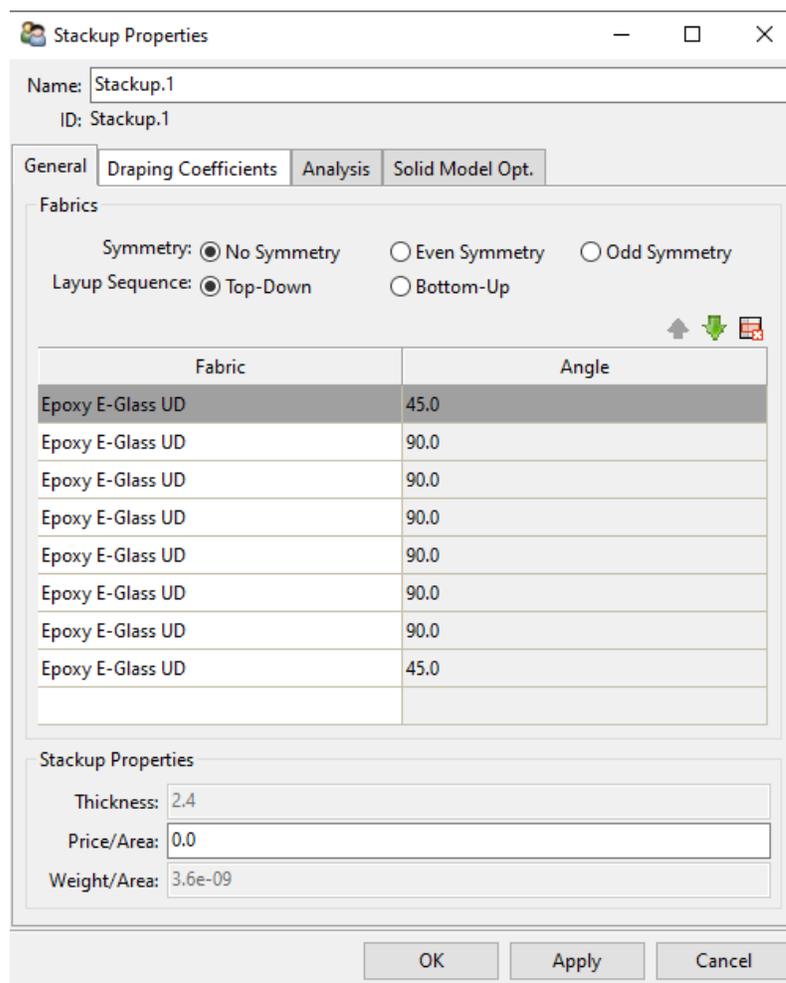


Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Se realiza la creación del material compuesto, donde se colocó las ocho capas como se observa en la Figura 38, según la disposición real del material compuesto en la configuración establecida de (45°, 90°,90°,90°,90°,90°,90°, 45°), estos datos fueron obtenidos de la orden de ingeniería, del material compuesto ver Anexo 1.

Figura 38

Disposición de las capas

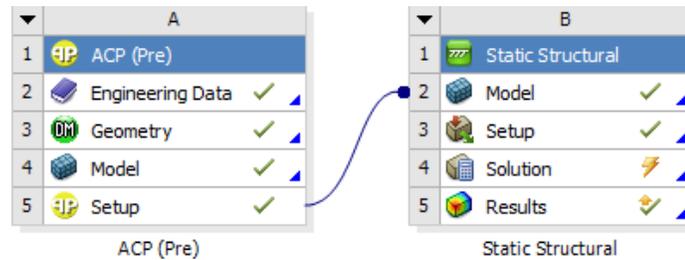


Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Una vez terminada la configuración en el ACP (pre), se procedió a enlazar los parámetros del material compuesto al Static Structural (ver Figura 39), en el cual se colocarán los apoyos, fuerzas y se realizará el análisis de los resultados.

Figura 39

Análisis estructural del material compuesto.

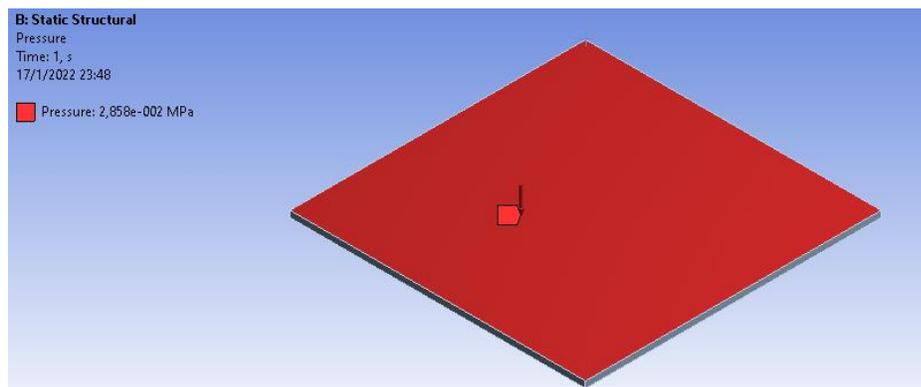


Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Se procedió a colocar los apoyos que fueron empotrados en los lados del espesor (comportamiento tipo diafragma) y la carga, los apoyos se empotraron debido a que, como parche, este estará pegado en todas las aristas y para la presión se seleccionó el valor de 28.58 KPa como se observa en la Figura 40.

Figura 40

Valor de presión aplicado a la muestra.

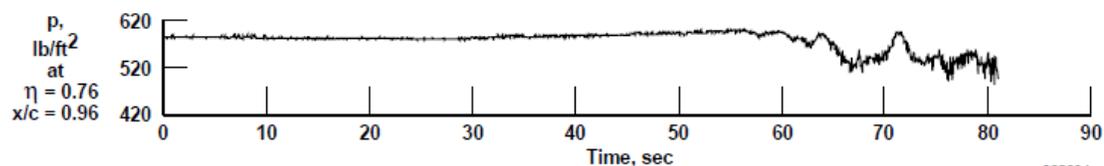


Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Para el valor de la presión se tomó de referencia la gráfica presión versus tiempo de la Figura 41 obtenida de Powers y Webb (1997), en el cual mediante el programa WebPlotDigitizer 4.5 se pudo extraer los puntos de la gráfica para localizar el valor máximo de presión.

Figura 41

Gráfica presión estática del aire en una aeronave



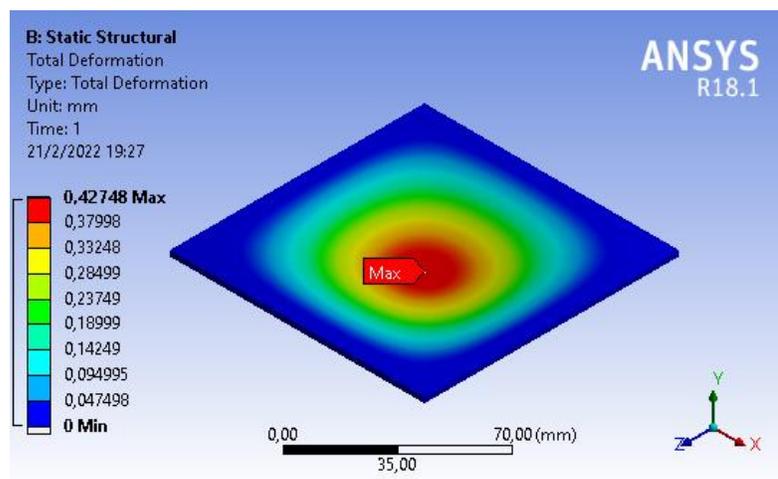
Nota. Tomado de Flight Wing Surface Pressure and Boundary-Layer Data Report from the F-111 Smooth Variable-Camber Supercritical Mission Adaptive Wing (p.14), por Sheryll Goecke Powers and Lannie D. Webb.

Resultados simulación carga de una aeronave

Los resultados que se obtuvieron fueron la deformación y el factor de seguridad, en el cual como se observa en la Figura 42, la deformación máxima es de 0,42 mm justo en el centro de la muestra.

Figura 42

Deformación de la muestra de material compuesto

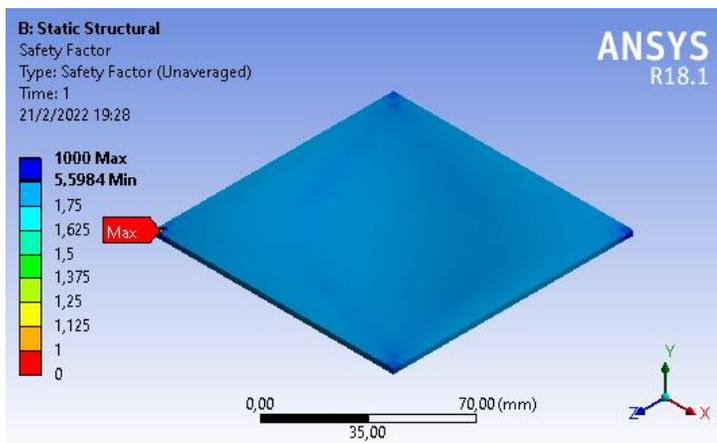


Nota. Tomado de ANSYS 18.1, 2017.

Con la presión antes mencionada se obtuvo un factor de seguridad mínimo y máximo como se observa en la Figura 43, el cual está basado en el criterio de Tsai-Wu.

Figura 43

Factor de seguridad material compuesto



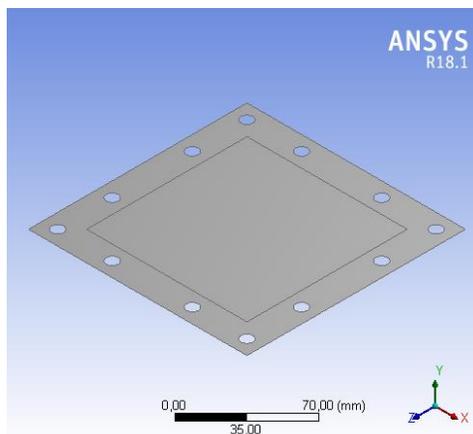
Nota. Tomado de ANSYS Workbench18.1,2017.

Simulación estática

Para este apartado se realizaron cambios en las dimensiones de las probetas, las cuales se asemejan a las que se utilizarán en los ensayos estáticos y a fatiga, las medidas son: 150 x 150 x 2,4 mm, por lo que en la Figura 44 se muestra la forma de la pieza, y las propiedades utilizadas son las mismas de la Figura 32.

Figura 44

Dibujo para la simulación estática y a fatiga

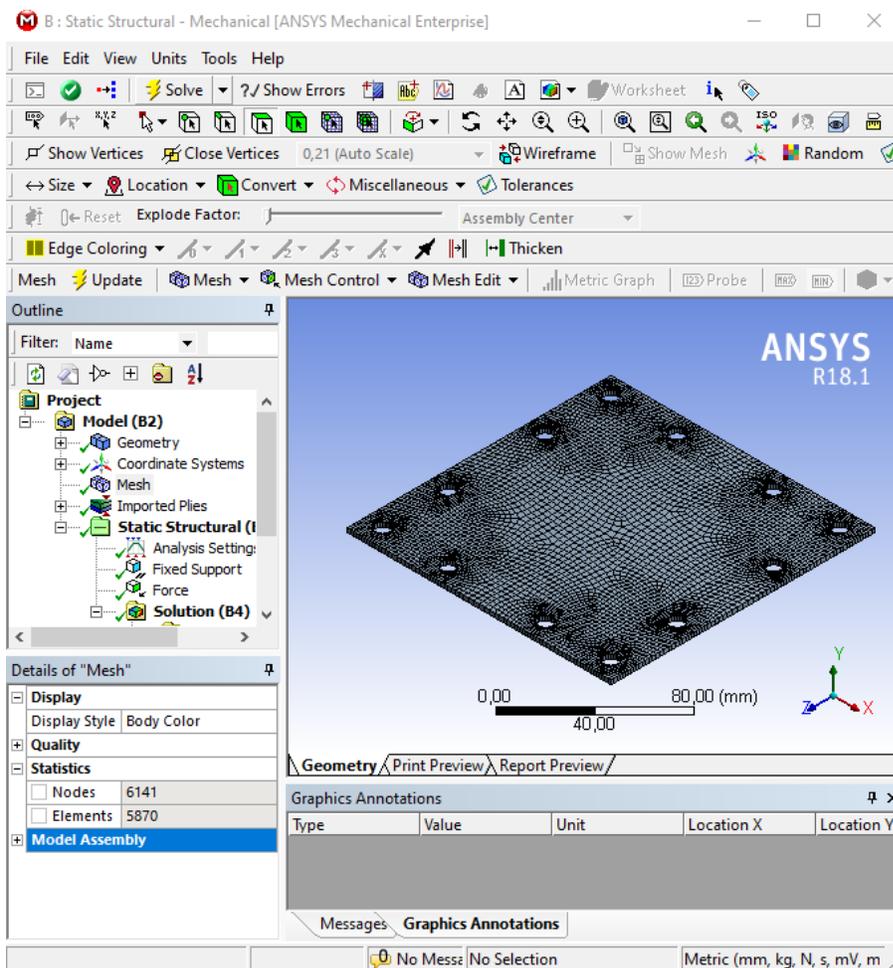


Nota. Tomado de ANSYS Workbench18.1,2017.

La disposición de las capas se realizó de la misma manera que la simulación anterior (ver Figura 38). El mallado al igual que el anterior se realizó un refinado, la malla y el número de nodos se puede observar en la Figura 45.

Figura 45

Mallado

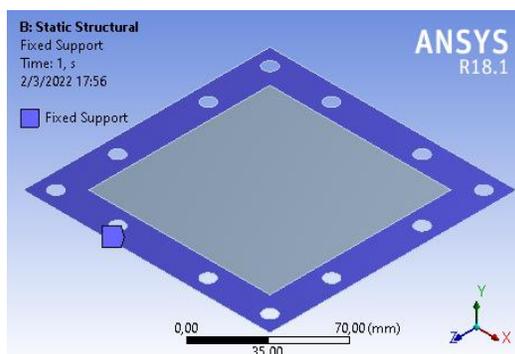


Nota. Tomado de ANSYS Workbench18.1,2017.

Si siguiendo el procedimiento anterior, en el Static Structural se colocan los apoyos, los cuales fueron situados alrededor de las perforaciones de la misma manera que las probetas fueron colocadas para los ensayos (ver Figura 46).

Figura 46

Apoyo empotrado en la placa de material compuesto

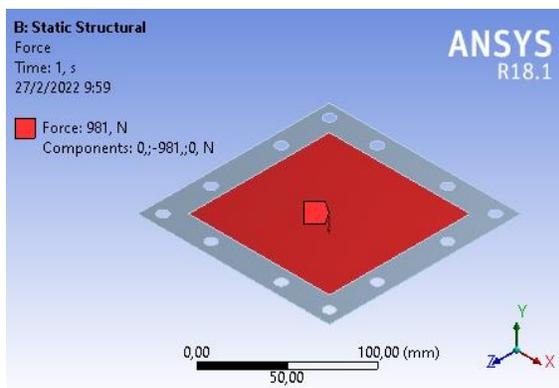


Nota. Tomado de ANSYS Workbench18.1,2017.

El ensayo estático de rotura se realizó con el fin de saber la fuerza máxima que soportaría el material en el cual se aplicó una fuerza progresiva en el material compuesto hasta que este llegue a la rotura. Para la aplicación de la fuerza en la simulación se varió la forma en la cual se colocó con el fin de acercar los resultados al ensayo estático de rotura, se aplicó la fuerza en un área circular de 15 mm, 20 mm y 60 mm, como esto no logró una aproximación, la forma en la que los resultados se aproximaron de mejor manera fue al aplicar la fuerza de forma distribuida (ver Figura 47).

Figura 47

Ejemplo de aplicación de la fuerza

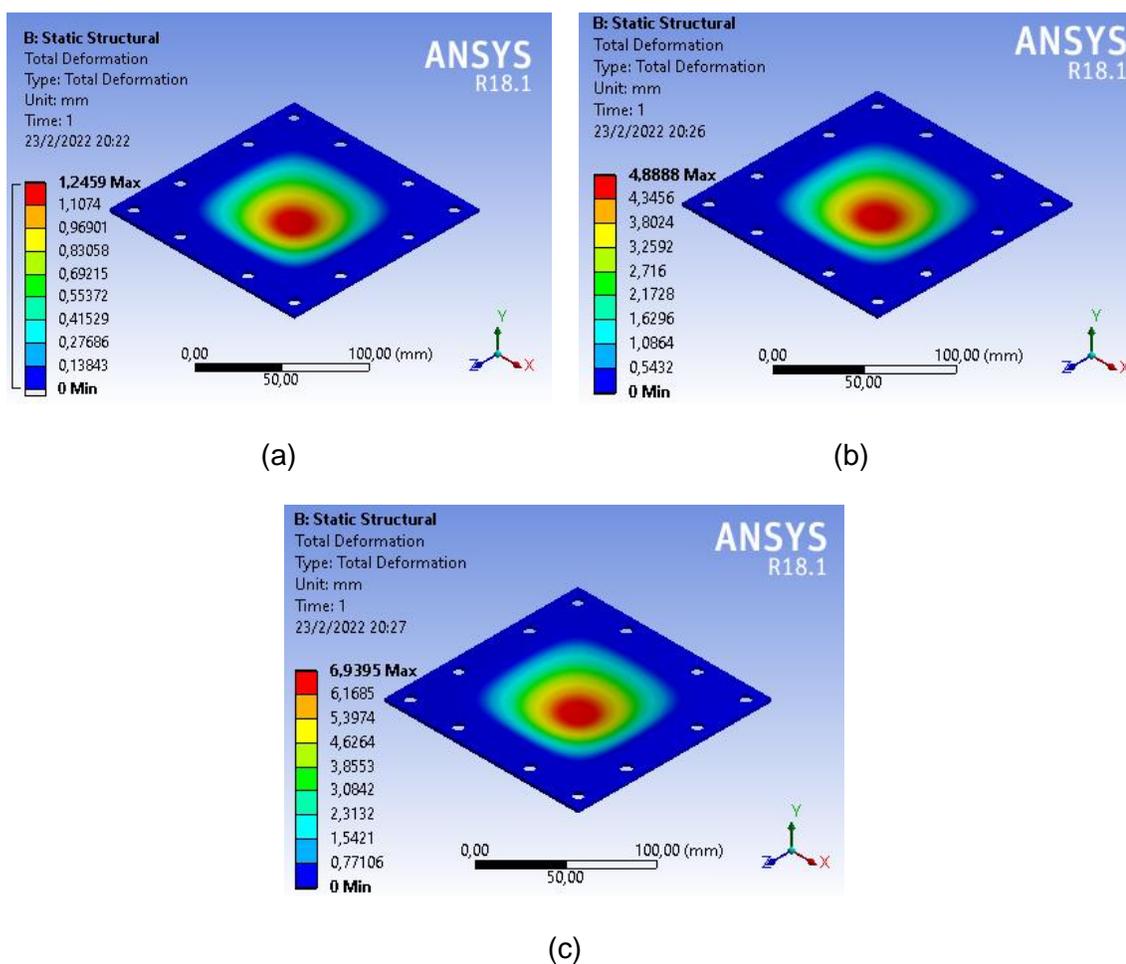


Nota. Tomado de ANSYS Workbench18.1,2017.

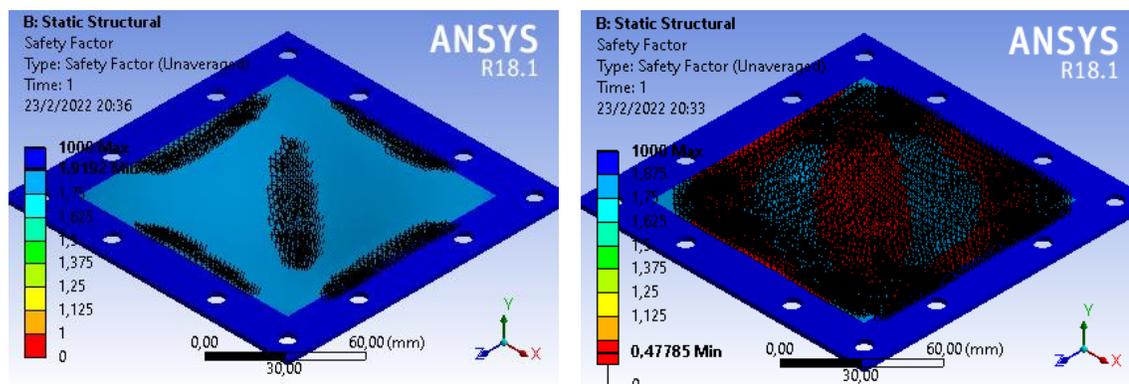
Las fuerzas aplicadas en la simulación fueron 981 N, 3942 N y 5570 N, las cuales fueron seleccionadas aleatoriamente de los resultados del ensayo estático mencionado anteriormente. Los resultados de la deformación y del factor de seguridad se puede ver en la figura 48 y 49 respectivamente.

Figura 48

Resultados simulación estática

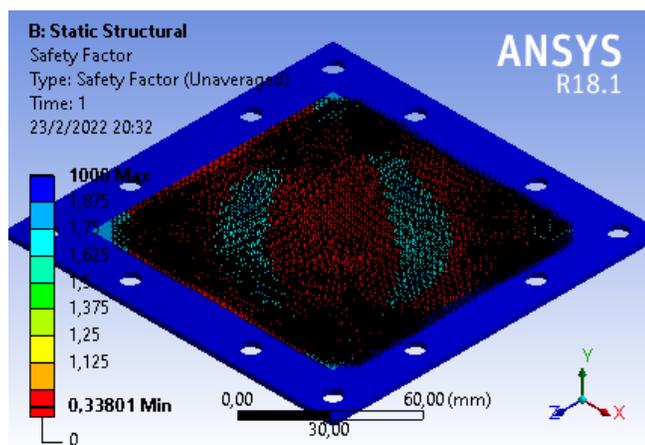


Nota. (a) Deformación con 981 N, (b) deformación con 3952 N, (c) deformación con 5570 N. Tomado de ANSYS Workbench18.1,2017.

Figura 49*Resultados factor de seguridad*

(a)

(b)



(c)

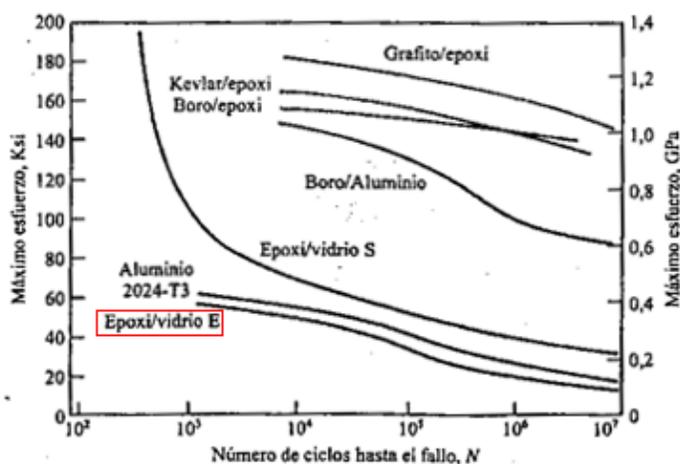
Nota. (a) F.S. con 981 N, (b) F.S. con 3952 N, (c) F.S. con 5570 N. Tomado de ANSYS Workbench18.1,2017.

Simulación del ensayo a fatiga

Se realizó una simulación de ensayo a fatiga, en el cual se planteó simular las mismas condiciones a las que estarán sometidas las probetas. Al no poderse realizar ensayos a fatiga mediante el ACP (pre), se simuló como un sólido único sin capas, pero con las mismas propiedades del material de la Figura 32, la gráfica S-N para ensayos a fatiga se la obtuvo de Smith (1998), la cual se observa en la Figura 50.

Figura 50

Curves S-N, Epoxy E-Glass

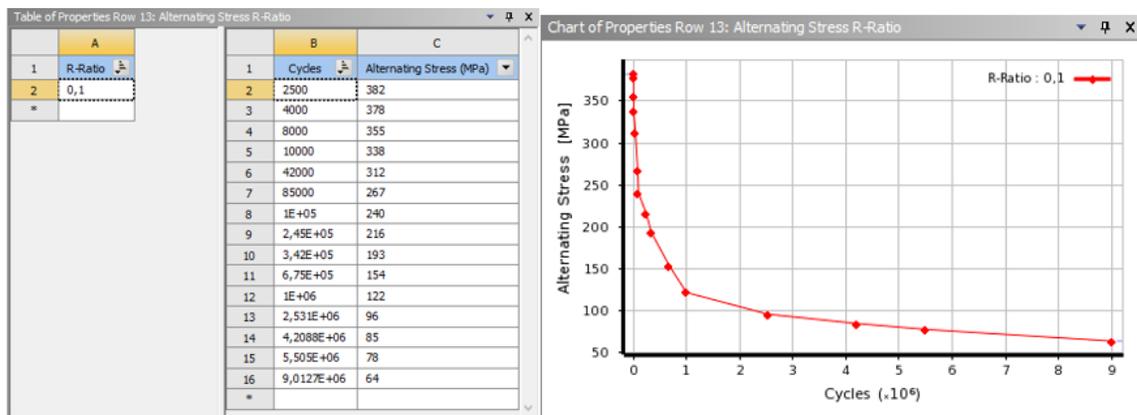


Notas. Tomado de Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales (p. 651), por Smith, W.

Al igual que la gráfica presión vs tiempo, se utilizó el programa WebPlotDigitizer 4.5 para poder extraer los puntos los cuales se introdujeron en el programa y se puede observar en la Figura 51, el mallado y los apoyos son iguales a las anteriores simulaciones.

Figura 51

Datos Curvas S-N para fibra de vidrio epoxi

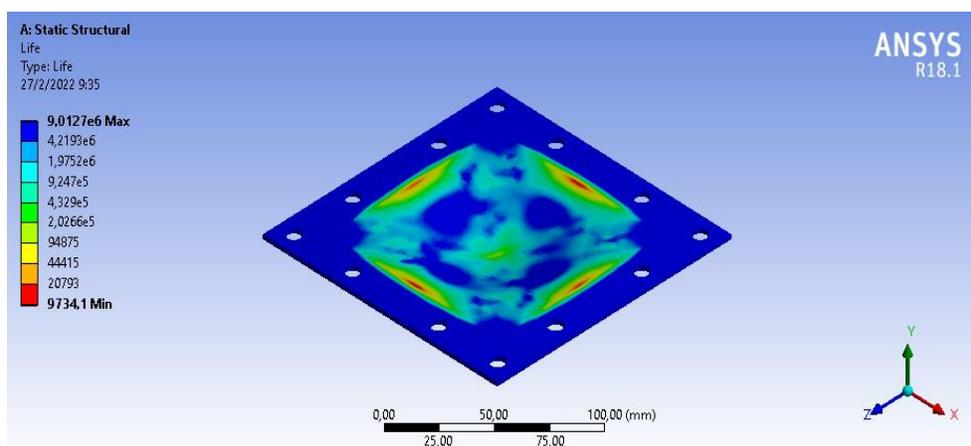


Nota: Tomado de ANSYS 18.1,2017.

En primera instancia se realizó la simulación con una presión de 2 MPa, se escogió una presión tan elevada debido a que la probeta debe fallar en los ensayos para compararla con la simulación. Como se puede observar en la Figura 52, el fallo se produce en las aristas empotradas.

Figura 52

Número de ciclos a 2 MPa

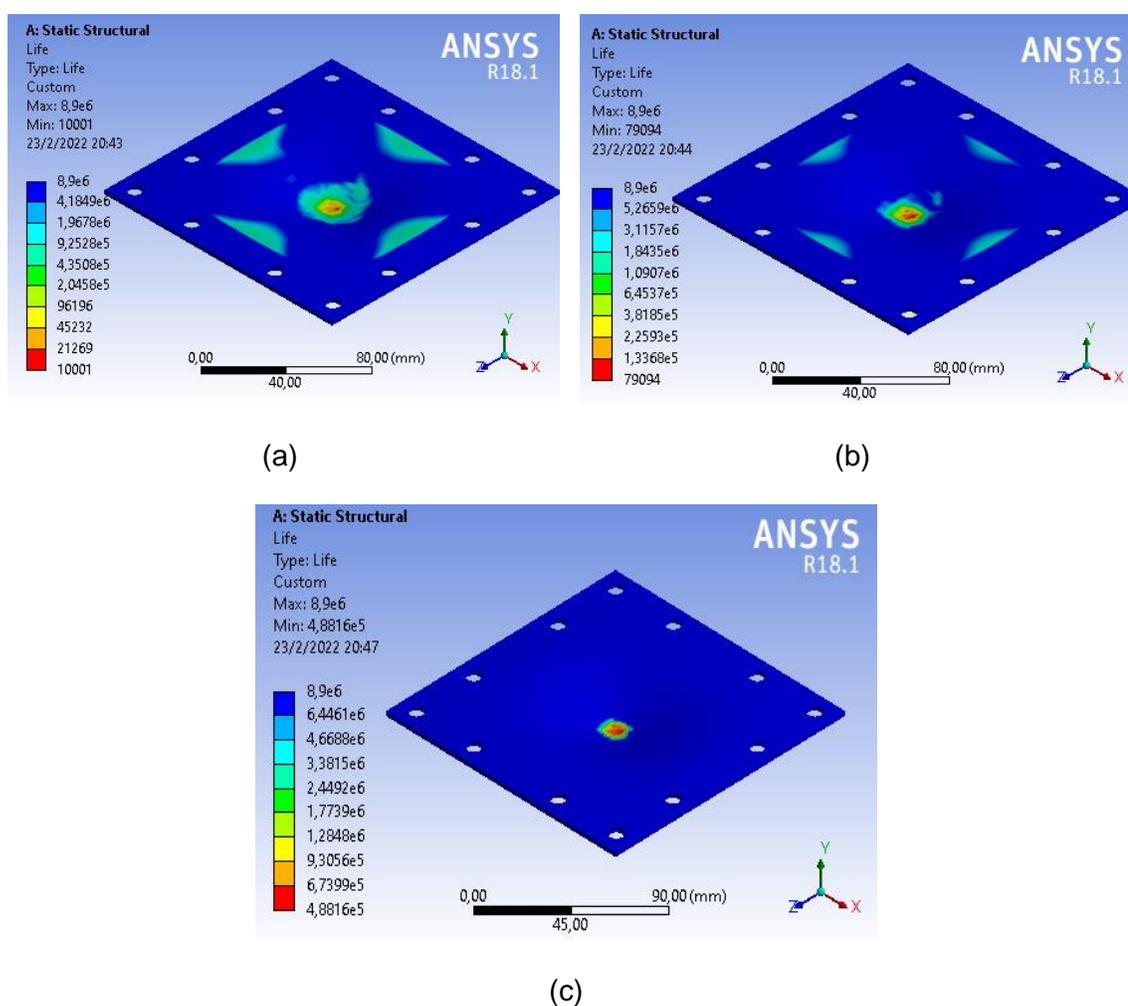


Nota: La falla ocurre a los 9734 ciclos. Tomado de ANSYS 18.1,2017.

En la segunda parte de los ensayos se cambió la forma como se aplica la fuerza, esto para observar el desprendimiento de las capas del material compuesto. Los valores de fuerza aplicados fueron 2960 N, 2140 N y 1452.4 N, en el centro de la probeta en un área circular de un diámetro de 18 mm y con un coeficiente de carga $R= 0.22$, Los resultados de los ensayos a fatiga se muestran en la Figura 53.

Figura 53

Resultados simulación a fatiga



Nota. (a) Resultados una fuerza de 2960 N, (b) resultados a 2140 N, (c) resultados a 1452.4 N. Tomado de ANSYS 18.1,2017.

Diseño y construcción de accesorios para adaptar en la máquina de ensayos universales INSTRON.

Se realizaron dos accesorios de acero bonificado que deben estar sujetos a las mordazas de la máquina y así poder analizar el efecto de la presión en la superficie de las probetas simulando un diafragma. En la Tabla 19 se detallan las propiedades mecánicas del material que se obtienen del programa de simulación.

Tabla 19.

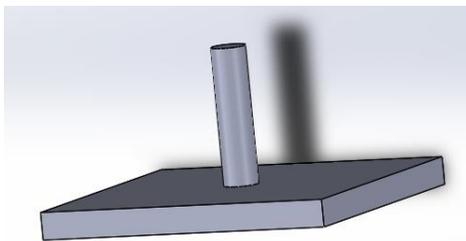
Propiedades mecánicas del acero bonificado

Propiedades	Valor	Unidad
Módulo elástico	210	GPa
Coefficiente de Poisson	0.28	N/A
Módulo Cortante	79	GPa
Límite elástico	786	MPa

Como se muestra en la Figura 54, el accesorio superior el cual estaba contemplado para realizar una distribución de la presión sobre la superficie de la probeta de manera uniforme en el área efectiva.

Figura 54

Accesorio diseñado en un programa de simulación.

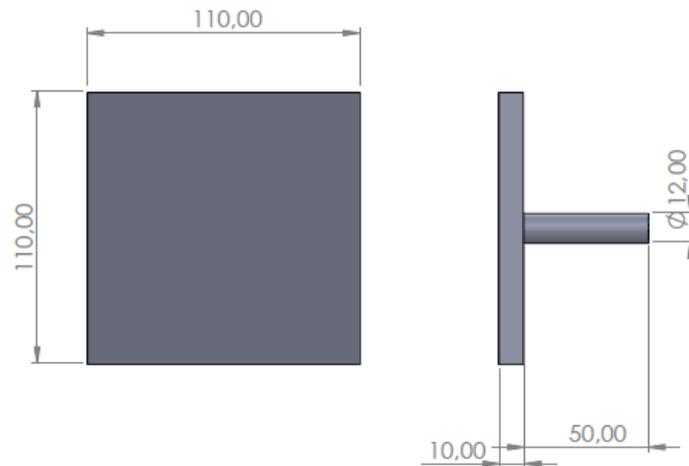


Nota. Accesorio sujeto en la mordaza superior de la Máquina de Ensayos Universales.

En la Figura 55 se observan las dimensiones, la base es un cuadrado de 110 x 110 mm con un espesor de 15 mm, en el cual fue soldada una varilla en la mitad de la base con un diámetro de 12.00 mm y con un largo máximo de 50 mm

Figura 55

Dimensiones del accesorio Superior



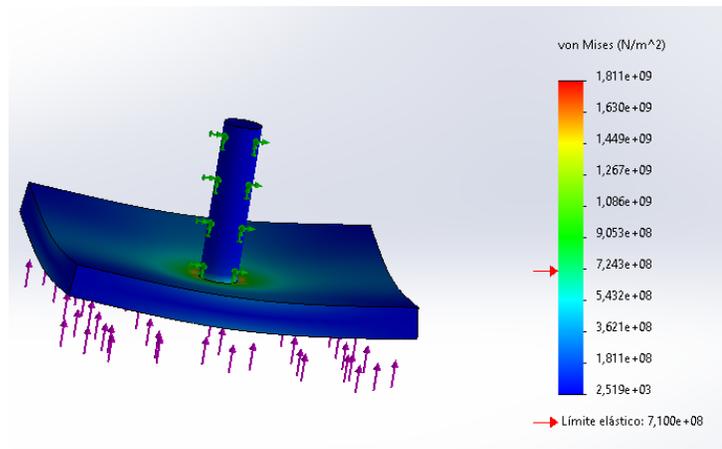
Nota. Accesorio dibujado por Salazar Gabriela.

Esfuerzos para accesorio en mordaza superior

Para poder obtener los esfuerzos de Von Mises y el factor de seguridad que va a estar sometido nuestro accesorio se va a aplicar una carga máxima de 100 KN, la cual sería el límite de carga que la máquina puede someter a un elemento, se realiza una simulación en la cual se puede observar en la Figura 56 que existe una concentración de esfuerzo entre la base y la varilla, en la práctica es la zona en dónde puede fallar nuestro elemento debido a que está unido por soldadura.

Figura 56

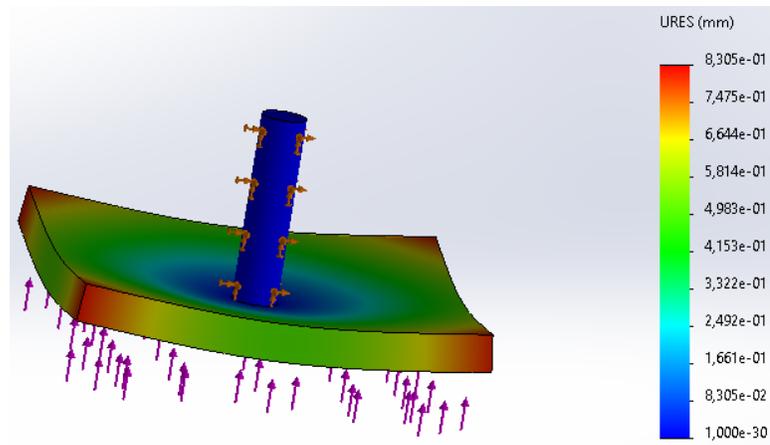
Resultados esfuerzos de Von Mises para accesorio superior



Nota. El máximo esfuerzo que puede soportar nuestro elemento es de 1810 MPa.

Figura 57

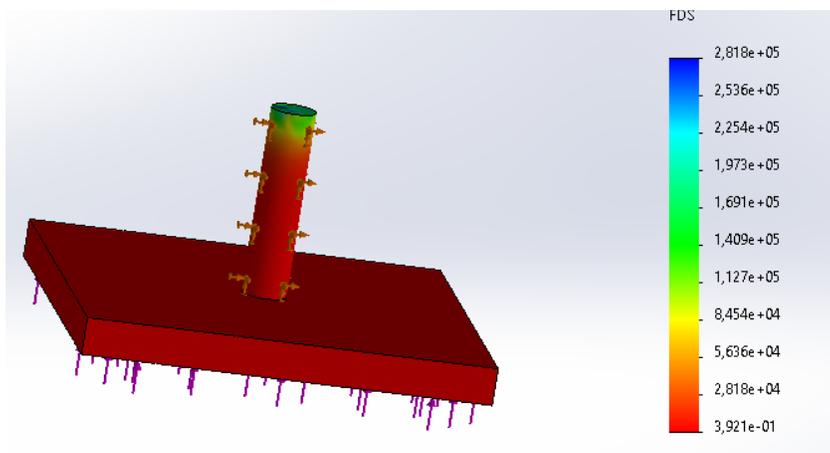
Desplazamientos en accesorio superior



Nota. El máximo desplazamiento que se obtiene al aplicar la mayor carga es de 0.83 mm

Figura 58

Factor de Seguridad accesorio superior

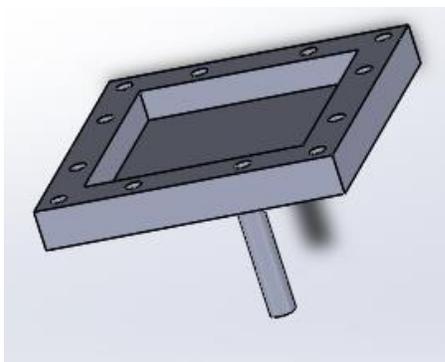


Nota. El factor de seguridad es menor a 1, lo cual nos indica que no sería adecuado colocar la máxima carga que permite la máquina en nuestro accesorio pues provocaría el fallo del mismo.

Para simular el diafragma se diseñó el siguiente accesorio con un vaciado, el cual fue sujeto en la mordaza inferior y dónde las probetas fueron sujetas mediante pernos y así se generó el empotramiento en todo el contorno de la misma. Ver Figura 59.

Figura 59

Accesorio Inferior que generará el empotramiento de las probetas

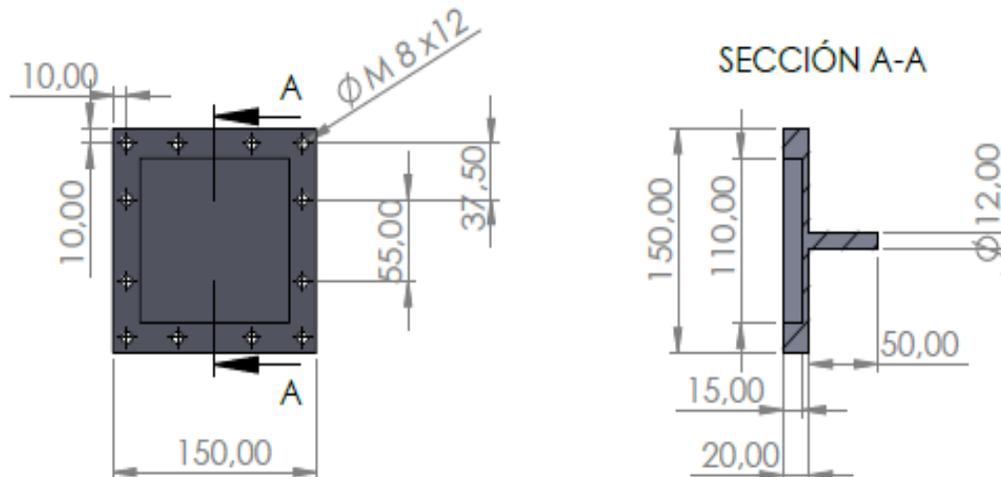


Nota. Accesorio inferior diseñado en un programa de simulación.

En la Figura 60 se observan las dimensiones, la base debe ser un cuadrado de 150 x 150 mm con un espesor de 20 mm para poder realizar el vaciado que permitirá el efecto de diafragma. Los agujeros deben ser pasantes separados con una distancia de 10 mm respecto al borde de la base y se utilizó pernos M8 los cuales permitirán un agarre generando el empotramiento con la probeta del material compuesto, además se soldó una varilla de un diámetro de 12.00 mm y con un largo máximo de 50 mm en la mitad de la base.

Figura 60

Dimensiones del accesorio inferior.



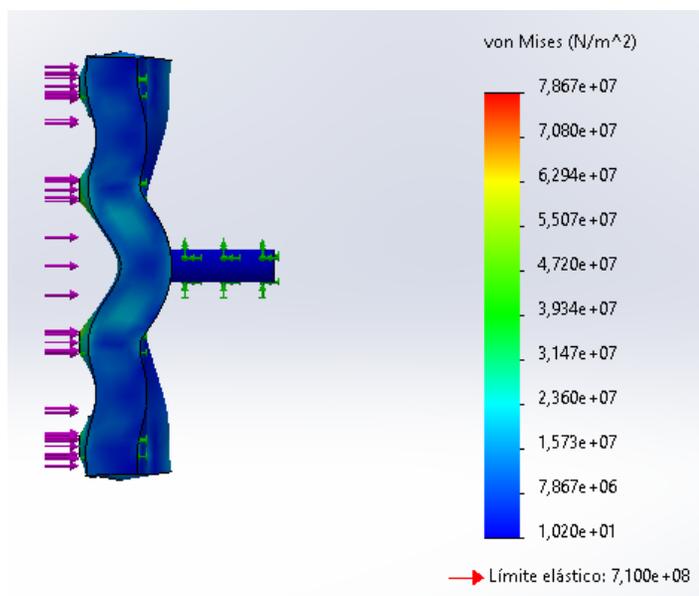
Nota. Accesorio dibujado por Salazar Gabriela.

Esfuerzos para accesorio de la mordaza inferior

Con el mismo criterio que usamos para determinar el esfuerzo para el accesorio anterior se utilizará para el inferior, por lo que en la Figura 61 se muestra el resultado de los esfuerzos generados y en la Figura 62 se puede apreciar el desplazamiento del accesorio inferior.

Figura 61

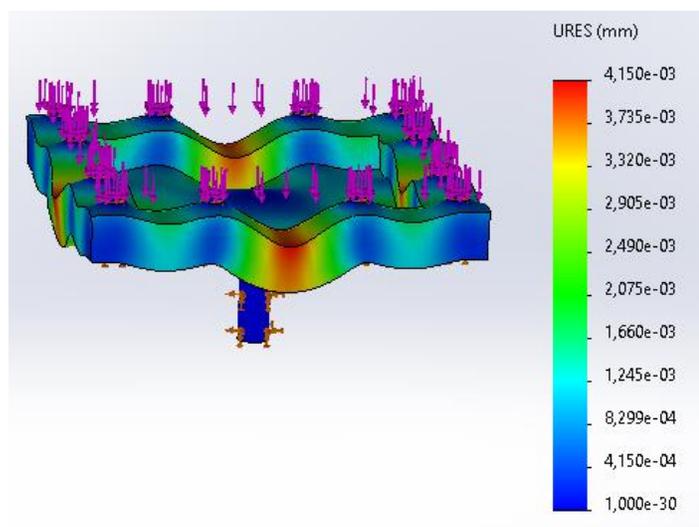
Resultado de esfuerzos de Von Mises para accesorio inferior



Nota. Para el segundo accesorio el cual se va a colocar en la mordaza inferior de la máquina tiene un esfuerzo máximo de 78 MPa, esto debido al vaciado que tiene en su interior.

Figura 62

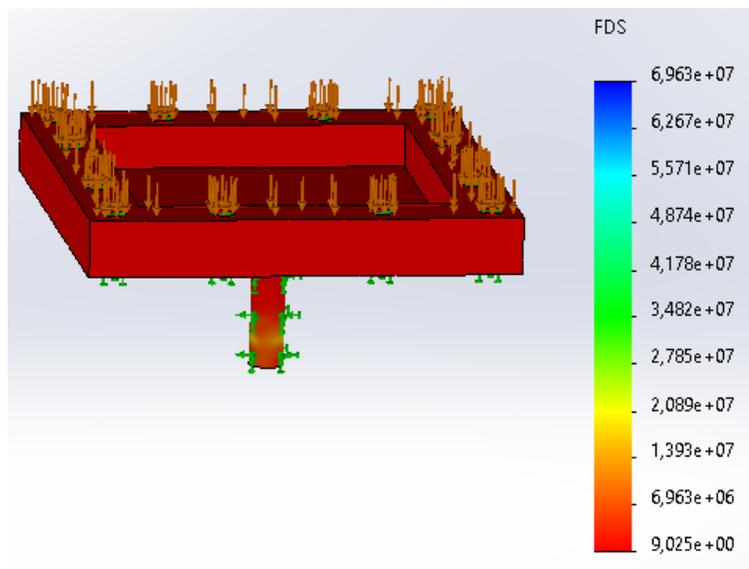
Desplazamiento accesorio para mordaza inferior



Nota. El máximo desplazamiento que tendría este accesorio sería de 0.0041 mm

Figura 63

Factor de Seguridad accesorio inferior



Nota. En este caso el factor de seguridad no es menor a 1, sin embargo, al aplicar la carga máxima el elemento está propenso a fallar.

Construcción de accesorios

Para realizar la construcción de los accesorios de acuerdo al diseño que se tiene en el apartado anterior, se deben seguir los siguientes pasos:

- Se adquieren dos placas de acero bonificado para la base del accesorio superior se consigue una placa con medidas de 113 x 113 x 20 mm y para el elemento que se va colocado en la mordaza inferior se obtiene una plancha con medidas de 153 x 153 x 25 mm
- Para realizar las sujeciones con respecto a las mordazas de la máquina de ensayos universales, se adquiere una barra del mismo material que las placas, pero con un diámetro de 12 mm y de 50 mm de longitud.
- Se procede a realizar los trazos y luego con el corte para obtener la placa con las dimensiones deseadas que son 110 x 110 x 10 mm. De igual forma para la segunda

base se corta hasta llegar a las medidas de 150 x 150 x 20 mm. Cabe mencionar que para realizar los cortes el equipo utilizado es la amoladora. Ver Figura 64.

Figura 64

Bases y varillas con dimensiones deseadas



- Para poder realizar el vaciado que se encuentra en el diseño del accesorio inferior, se ejecutará el proceso de fresado en el mismo algo que se debe considerar es que en el fresado no se puede dejar con el acabado de un cuadrado perfecto es decir con aristas, si no que se tiene un radio de curvatura en los extremos del cuadrado. Ver Figura 65.
- Se procede a trazar el centro con unas diagonales a lo largo de la superficie de las placas y con un granete se realiza un hueco para el centro de las mismas. Esto se realiza en la cara inferior donde van los apoyos de las 2 placas, para luego poder soldar las bases con las varillas. Señalado el centro de las dos placas se procede a realizar un hueco con un taladro con broca de 1/2" y una profundidad de 3 mm en las dos placas.

Figura 65

Accesorio superior, inferior y eje



- Para realizar los agujeros que son pasantes, se traza el área en dónde van a ir según los planos, para posterior taladrar con una broca para pernos M8. Realizado los huecos se procede a empernar la barra acero y después se usa el proceso de soldadura SMAW primero se usa un electrodo E6010 como primera pasada y un electrodo E7018 para terminar y mejorar el cordón de soldadura sabiendo que este procedimiento se usa para espesores mayores a 2 mm y electrodos tiene una alta resistencia al momento de la unión del material base con el material de aporte.
- Por último, se hace un proceso de pulido para mejorar el acabado y nivelado de los accesorios para evitar desigualdades en las caras y tener un mejor rendimiento en los accesorios. Ver Figura 66.

Figura 66

Accesorios superior e inferior terminados



Ensayos estáticos y cíclicos

En este apartado, se procedió a realizar el ensayo a flexión con las probetas rectangulares iniciales (1 - 4), además, se realizó un ensayo de carga estática y el ensayo de fatiga haciendo uso de las probetas cuadradas que se detallan en la orden de ingeniería del Anexo 2.

Ensayo a flexión en viga simplemente apoyada

Para iniciar el ensayo, se colocaron las probetas (1 - 4) simplemente apoyadas en ambos extremos, a una distancia de 240 mm entre ellos, como se muestra en la Figura 67.

Figura 67

Colocación de las probetas



Nota. Probetas colocadas de la 1 a la 4 en la Máquina de Ensayos Universal.

Posterior a esto, se procedió a encerar el comparador de reloj colocado en la parte superior de las probetas, como se muestra en la Figura 68.

Figura 68

Comparador de reloj.



Nota. Comparador de reloj colocado en el borde superior.

Se aplicaron fuerzas de 1N y 2N para cada una de las probetas, por lo que con estos valores se logró obtener resultados óptimos dentro de los parámetros establecidos. Al realizar los ensayos en cada una de las probetas, pudimos observar diferentes deflexiones, dependiendo de la fuerza aplicada en cada una de ellas, por lo que los datos arrojados por la máquina se pueden ver expresadas en la Tabla 20.

Tabla 20

Resultados obtenidos en el ensayo de flexión.

	P1	P2	P3	P4
F [N]	δ (mm)	δ (mm)	δ (mm)	δ (mm)
0	0	0	0	0
1	1,44	0,89	0,76	0,84
2	1,91	1,74	1,37	1,72

Nota: Promedio de la deflexión para las probetas.

Posterior a la obtención de las deflexiones en cada una de las probetas, se debe realizar el cálculo del módulo de elasticidad, a partir de la teoría para vigas en el ensayo de flexión por tres puntos, tenemos que utilizar la ecuación 48.

$$E = \frac{FL^3}{48I\delta} \quad (48)$$

Donde:

E: Módulo de elasticidad [MPa].

F: Fuerza aplicada en el centro de la viga [N].

L: Longitud entre los apoyos de la viga [mm].

I: Inercia de la viga [mm⁴].

δ: Deflexión de la viga [mm].

Al finalizar los cálculos de la deflexión en cada una de las probetas, junto con los datos medidos en el laboratorio de Metrología y LMM acerca de las dimensiones de las mismas y el ensayo realizado, logramos obtener los resultados mostrados en la Tabla 21 para el módulo de elasticidad del material compuesto.

Tabla 21

Módulo de elasticidad obtenido.

	P1 E [GPa]	P2 E [GPa]	P3 E [GPa]	P4 E [GPa]
Ensayo 1	0	0	0	0
Ensayo 2	12,94	13,83	15,44	16,08
Ensayo 3	19,51	14,15	17,13	15,71
Promedio	16,23	13,99	16,28	15,89

Ensayo de carga concentrada en el rango elástico.

Para este ensayo al igual que en el ensayo de flexión con viga simplemente apoyada, se utiliza la Máquina de Ensayos Universales MTS, con la diferencia de que utilizaremos las probetas de forma cuadrada y los accesorios que fueron diseñados y construidos específicamente para este proyecto. De igual manera se utiliza el accesorio semiesférico proporcionado por el Laboratorio de Mecánica de Materiales, tal como se puede observar en la Figura 69.

Figura 69

Accesorio semiesférico utilizado en el ensayo de carga concentrada



Los pasos a seguir dentro de este ensayo comienzan con poner tanto el accesorio inferior al que va sujeta la probeta de material compuesto en contacto con el accesorio semiesférico, esto se logra a través del eje que se encuentra instalado en la celda de carga de la máquina tal como se observa en la Figura 70.

Figura 70

Estado Inicial para el ensayo de carga concentrada.



Es importante resaltar que el eje que se encuentra en la celda de carga se apoye en el centro de la parte plana del accesorio semiesférico y este a su vez se encuentre alineado con el centro de la probeta. Una vez garantizadas estas consideraciones se procede a aplicar la carga concentrada a través del panel de control que se puede observar en la Figura 71.

Figura 71

Panel de Control de Máquina de Ensayos Universales MTS.



Nota. Este panel nos permite ejercer tanto cargas de compresión como de tracción.

Las cargas utilizadas para este ensayo fueron de 1000 N, se realizó esta aplicación de carga 3 veces para así registrar y obtener un promedio de los valores de desplazamientos que se generan en este ensayo. La fuerza aplicada se puede observar y monitorizar a través del Medidor de Fuerza Quantrol Advance con una capacidad de 1500 N tanto en compresión como en tracción. En la Tabla 22 se puede observar los resultados obtenidos y el promedio que se obtuvo de estos valores.

Tabla 22

Desplazamientos obtenidos a través del ensayo de carga concentrada dentro del rango elástico.

Carga (N)	Desplazamiento 1 (mm)	Desplazamiento 2 (mm)	Desplazamiento 3 (mm)	Promedio (mm)
1000	3.65	3.40	3.34	3.46

Ensayo de carga concentrada hasta la rotura.

Se realizó un ensayo de carga estática hasta la rotura con el accesorio semiesférico para poder observar si se presentan mayores desplazamientos y si se observa algún otro tipo de falla que se pueda ir prolongando si se somete a la probeta a un ensayo de fatiga con este accesorio.

Para este ensayo se utilizó la Máquina de Ensayos Universales Instron 8801 con una capacidad de ejercer cargas de hasta 100 KN (ver Figura 72), y con el software BlueHill que nos facilita poder dar seguimiento a la curva Fuerza versus Desplazamiento, y a través de esto podremos observar con qué carga falló la probeta completamente y que los valores utilizados en el ensayo a fatiga se encuentren bajo esa carga de falla estática.

Figura 72

Máquina de Ensayos Universal Instron 8801

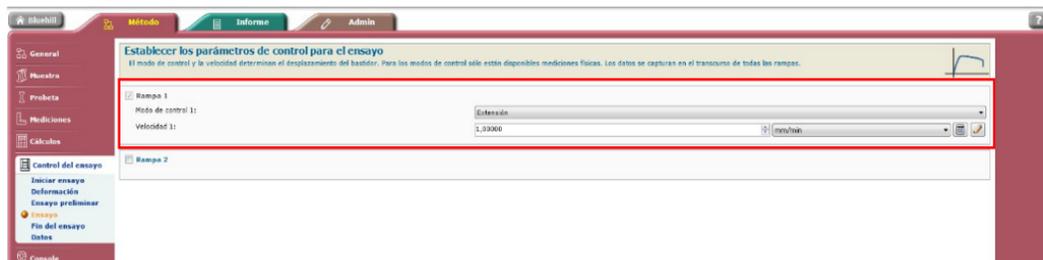


Nota. Este equipo se encuentra en el Laboratorio de Mecánica de Materiales de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE.

Para configurar el ensayo dentro del software BlueHill simplemente en el área de método, en la sección de control de ensayo se establece la velocidad de avance que en este caso fue de 1 mm/min, tal y como se observa en la Figura 73.

Figura 73

Configuración del ensayo de carga estática.



Nota. Tomado de Instron BlueHill.

En la Figura 74 podemos observar el comportamiento del material compuesto a lo largo de todo este ensayo de carga estática a través de la línea roja.

Figura 74

Diagrama Fuerza vs Desplazamiento.



Nota. Tomado de: Instron BlueHill.

Se puede observar cómo el comportamiento de este material es totalmente diferente al de uno muy conocido cómo puede llegar a ser el acero, en dónde se presentan pequeñas “escaleras” que son valores de carga en dónde diferentes capas del material van fallando, hasta llegar a un punto en donde todas las capas han cedido y se produce la falla total del material en aproximadamente 567.8 kgf.

Con la obtención de esta gráfica, se decidió linealizar la función, con el objetivo de obtener una gráfica similar a la de un material frágil, por lo que se tomó como referencia la tendencia lineal de la misma, teniendo los puntos que se muestran en la Tabla 23 y a partir de los cuales se hizo el corte con el eje del desplazamiento de la probeta para obtener los resultados que se muestran en la Figura 75.

$$y = 96,37x - 290,17 \quad (49)$$

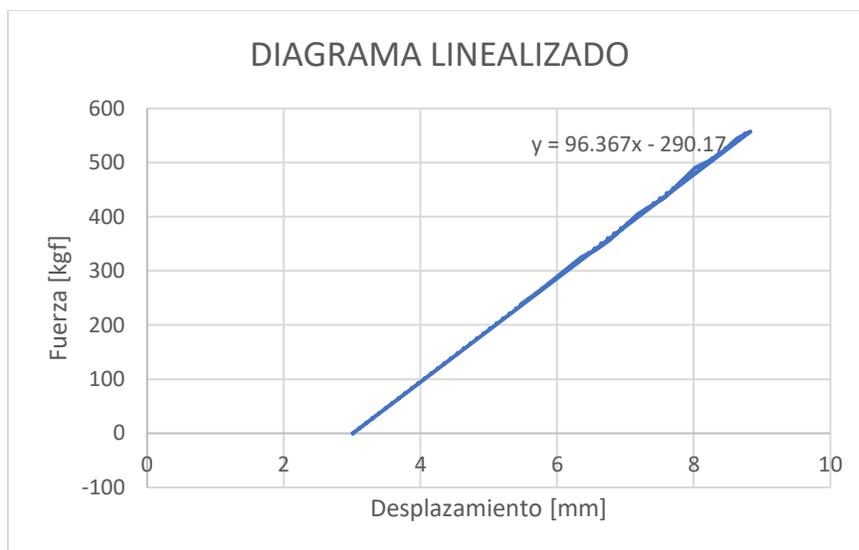
Tabla 23*Datos obtenidos para linealizar la gráfica*

Desplazamiento [mm]	Fuerza [kgf]
5,468	237,965
5,693	258,432
5,913	279,971
6,138	303,05
6,353	324,998
6,576	339,594
6,773	357,005
7,182	404,917
7,392	421,439
7,803	463,263
8,03	491,407
8,219	502,234
8,635	544,581
8,831	567,8
3,011	0

Nota: Datos generados con el uso de la ecuación 49.

Figura 75

Diagrama linealizado a partir de la curva original obtenida con el ensayo.



Nota. Obtenida con el uso de Excel.

En la Figura 76 se puede observar el comportamiento del material al final del ensayo de resistencia estática a compresión, en donde se puede destacar la aparición de grietas que se distribuyen en forma de cruz, además de una decoloración de la probeta indicando que las láminas empezaron a desprenderse la una de la otra.

Una vez corroborado, el comportamiento del material que puede llegar a tener si es sometido a cargas de compresión con este nuevo accesorio se puede realizar el ensayo a fatiga para el material compuesto. Para poder establecer la curva esfuerzo vs número de ciclos, estableceremos la carga de 306.12 kgf como el 100% y a partir de ahí, ensayar con el 75% de esa carga al igual que el 50% de la misma.

Figura 76

Falla estática del material.



Nota. La evolución tanto de las grietas que se generan como del desprendimiento de láminas del material compuesto se podrán analizar en capítulos posteriores de este estudio.

Ensayo a Fatiga

Para este ensayo el equipo que se utilizó fue la Máquina de Ensayos Universales Instron 8801 que se utilizó en el ensayo de carga estática, además este equipo nos permite someter a un material tanto a cargas de tracción como de compresión y lo más importante realizar un ensayo de fatiga cíclico.

Se realizó el ensayo a fatiga al material compuesto, aplicando cargas a compresión con una determinada frecuencia y a través de esto obtendremos el número de ciclos en el cual se provocó la falla del material. Los resultados se obtuvieron mediante los diagramas de Fuerza vs Números de ciclos y Posición vs Número de Ciclos, donde se observan los ciclos hasta la rotura de la probeta. Todo esto proporcionado por el

software del mismo equipo conocido como WaveMatrix2 en dónde nosotros podremos establecer los parámetros necesarios.

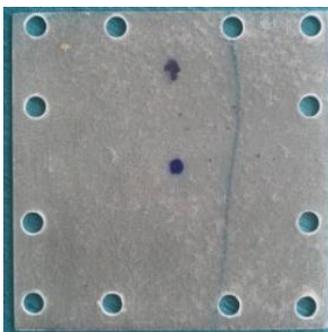
Para poder realizar este ensayo fue necesario fabricar nuevas probetas de forma cuadradas con dimensiones de 150 x 150 mm y debido a esto se ha realizado el diseño de nuevos accesorios que van sujetos en las mordazas de la máquina, el diseño se lo realizó debido a que se quiso someter a un tipo diafragma puesto que se ha empotrado alrededor de todo el perímetro de la probeta.

Uso de probetas y accesorios fabricados

Las probetas que se obtuvieron al realizar el procedimiento descrito en el capítulo 3, se pueden observar en la Figura 77, en donde se muestra su forma final, además de que ya han sido perforadas con el objetivo de que sean instaladas en el accesorio inferior. Para el ensayo de fatiga fue necesario un excedente del 30% de las dimensiones de las probetas.

Figura 77

Probetas obtenidas a través del proceso realizado en el CICTE.



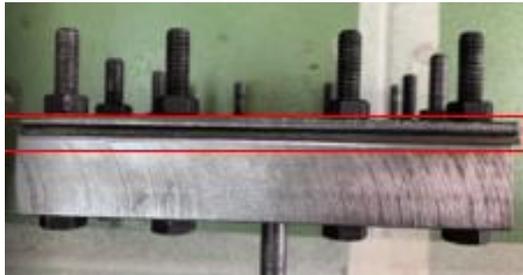
Nota. En total se realizaron 12 probetas.

Una vez fabricado tanto las probetas que serán sometidas al ensayo de fatiga como los accesorios que permitirán realizar el mismo dentro de la Máquina de Ensayos

Universales Instron 8801, se procede a instalar la probeta en el accesorio inferior, tal como se muestra en la Figura 78.

Figura 78

Accesorio Inferior con la probeta de material compuesto instalada.



Nota. El material compuesto se encuentra entre la placa de sujeción y el accesorio inferior y se empotra a través de los pernos.

A continuación, se procede a instalar tanto el accesorio superior como el inferior en las mordazas, esto se realizó a través de los siguientes controles que se observa en la Figura 79.

Figura 79

Controles de los pistones de la Máquina de Ensayos Universales Instron 8801.



Nota. Los botones resaltados permiten abrir y cerrar los pistones superior e inferior.

Como se puede observar en la Figura 80, es importante nivelar correctamente los accesorios, tanto el superior como el inferior, con el objetivo de que la placa superior se

inserte correctamente en el accesorio inferior con el propósito de que este pueda ejercer una presión uniforme sobre el área efectiva.

Figura 80

Accesorios instalados en la Máquina de Ensayos Universal Instron 8801

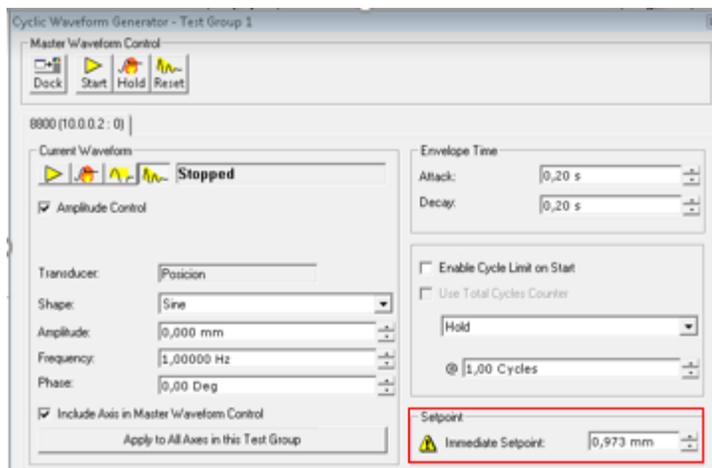


Nota. Para proteger en este caso la probeta de material compuesto, se puso entre el material y la placa, una capa de neopreno del mismo tamaño que el área efectiva.

Es importante encerrar la posición del pistón inferior debido a que este nos dará el dato de cuánto se va deformando la probeta a lo largo del ensayo. Por esa razón a través del software realizamos esta configuración. (Ver Figura 81).

Figura 81

Enceramiento de la posición del pistón inferior.



Ya realizado este paso, se procede a poner en contacto la placa superior con la probeta a ensayar y esto se logra con la manipulación de una serie de perillas que lo que harán será subir y bajar el pistón superior y así poner lo más cerca posible la placa con la probeta de material compuesto.

Como se puede observar en la Figura 82 mientras más abramos cada una de estas perillas el movimiento vertical del pistón será más rápido, una vez ajustada la posición del pistón superior se debe cerrar cada una de estas para proceder a realizar el ensayo de fatiga.

Figura 82

Perillas de accionamiento del movimiento vertical del pistón superior.



Nota. El movimiento del pistón superior es muy sensible por lo tanto se recomienda ir abriendo poco a poco las perillas tanto para subir como para bajar el pistón.

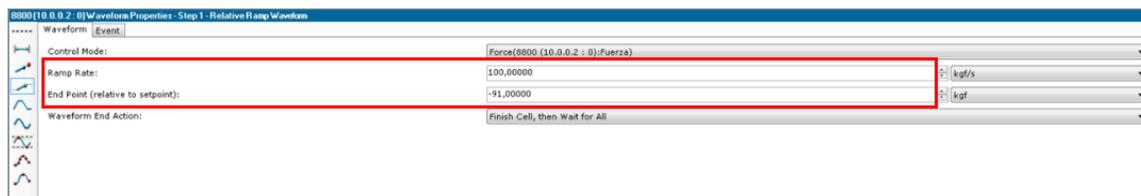
Con la probeta instalada en los accesorios y estos mismos ya puestos en las mordazas, se procede a establecer los parámetros para el ensayo, estos incluyen la fuerza máxima a la que estará sometida la probeta y la fuerza mínima, así como la frecuencia a la que se ejercerán estas fuerzas, esto se realiza a través del software

WaveMatrix2 en dónde desarrollamos paso por paso el procedimiento para el ensayo a fatiga. Se crea una secuencia de acciones, es decir, pasos que debe seguir la Máquina de Ensayos Universal Instron 8801 para realizar el ensayo.

Como se observa en la Figura 83 en dónde establecemos primero la velocidad con la que la máquina carga a la probeta hasta llegar al punto medio entre la carga máxima y mínima.

Figura 83

Configuración del primer paso dentro de las secuencias del ensayo a fatiga.



Nota. Tomado de Instron *WaveMatrix2*.

Para este primer ensayo se aplicó una fuerza de 1234.70 kgf como carga máxima y 271.63 kgf como mínima, no se pueden ingresar directamente estos valores, pero si un punto medio que en este caso es 753.16 kgf que es el valor que se ingresa en el software y con una velocidad de carga de 100 kgf/s.

Para el segundo paso de la secuencia vamos a establecer la amplitud, es decir a partir del punto medio de carga cuánto debe subir y bajar para llegar a la carga máxima y mínima dentro del ensayo, en este caso sería un valor de 481.53 kgf y por último la frecuencia con la que se realizará esta aplicación, tal como se observa en la Figura 84.

Figura 84

Configuración del segundo paso dentro de la secuencia del ensayo a fatiga.



Nota. En este ensayo la frecuencia que se utilizó fue de 4 Hz. Tomado de WaveMatrix2.

En este caso la probeta se ensayó durante unos 20000 ciclos que aproximadamente fue una hora a la que esta probeta estuvo sometida a cargas de compresión. Se pudo observar que no se realizaban desplazamientos mayores por lo que decidimos parar el ensayo y observar si se obtuvo algún efecto sobre la placa.

Se destaca un ligero desprendimiento de las capas a los bordes del área efectiva, lo cual nos llevó a la conclusión de que el neopreno no estaba realizando correctamente su función de distribuir uniformemente la carga, como se observa en la Figura 85.

Figura 85

Probeta 1 sometida a cargas de compresión a fatiga.



Nota. En la esquina inferior izquierda se observa que no se presenta la decoloración de la probeta, indicando que la carga no se aplica uniformemente.

En primer lugar, se destaca el hecho de que no se produjeron desplazamientos significativos, además de no presentar más allá del desprendimiento de láminas de material compuesto otro tipo de falla por fatiga, por lo tanto, se decidió aumentar la carga y volver a ensayar con una probeta nueva.

Para este caso se aplicó una carga 1500 kgf como máxima y aplicando un coeficiente de carga de 0.22 se obtiene una carga mínima de 330 kgf, con estos datos volvimos a configurar en el software WaveMatrix2 para poder alcanzar estas cargas dentro del ensayo, lo cual se encuentra detallado en la Tabla 24.

Tabla 24

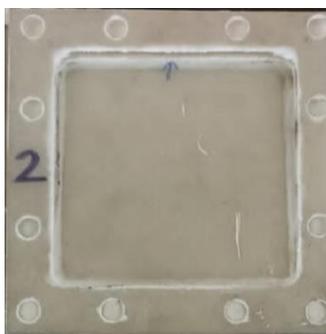
Resumen carga obtenida

Carga max. [kgf]	Coeficiente de carga	Carga min. [kgf]
1500	0.22	330

Como se puede observar en la Figura 86, la probeta no presenta desplazamientos considerables y más bien termina por romper el material por un aparente fallo, por lo tanto, estas condiciones del ensayo no nos permiten observar bien los mecanismos de falla por fatiga en este material compuesto y debimos considerar hacer cambios a como estábamos realmente aplicando las cargas dentro del área efectiva del material.

Figura 86

Resultado final del ensayo a fatiga de la Probeta 2C



Se evidencia claramente como la falla se produce cerca de la placa de sujeción del accesorio inferior. Al no obtener el comportamiento deseado para observar los mecanismos de falla de este material compuesto sometido a fatiga, se decidió probar el segundo accesorio que se utilizó en las simulaciones en donde que se aproxime al diámetro de 18 mm. Como se observa en la Figura 87 este accesorio comprende una placa plana; sin embargo, la parte que estará en contacto con la probeta es una media esfera.

Esperamos que con este segundo accesorio el comportamiento de este material se encuentre más cercano a lo que se observó en las distintas simulaciones de este ensayo en dónde en la parte central del material se forma una especie de domo.

Figura 87

Accesorio semiesférico para la realización del ensayo a fatiga.



En la Figura 88, vemos como se encuentra acomodado el nuevo accesorio, en donde simplemente se ajusta con las mordazas del pistón superior, teniendo en cuenta que debe estar en contacto con la parte plana del mismo.

Figura 88

Ensayo de carga estática con el accesorio semiesférico.



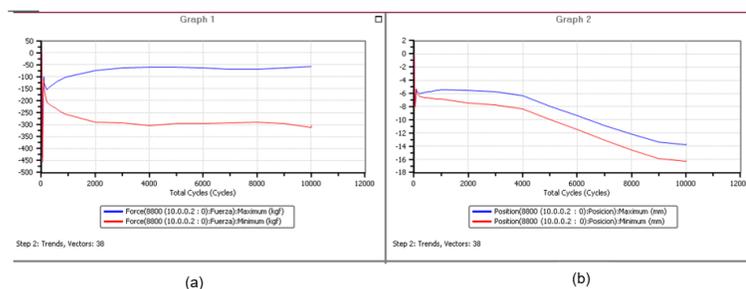
Nota. Es importante apoyar las mordazas cerradas correctamente sobre la placa plana para garantizar que se aplica la fuerza sobre el centro de la probeta.

Para cada porcentaje de carga que se realizó, se asignó dos probetas para así observar si existen diferentes comportamientos para una misma carga. En la Tabla 24 se describen las fuerzas utilizadas, así mismo los valores medios y de amplitud que fueron ingresados en el software Instron WaveMatrix2 para realizar los ensayos a fatiga.

Una vez ya configurada las cargas que se van a aplicar es importante saber a través de qué gráficas vamos a ir supervisando el ensayo, tanto el comportamiento de la fuerza como los desplazamientos que se fueron generando a lo largo de este experimento, tal como se muestra en la Figura 89.

Figura 89

Gráficas resultado del ensayo a fatiga con una carga al 100%.



Nota. (a) Fuerza máxima y mínima vs Número de Ciclos. (b) Desplazamiento máximo y mínimo vs Número de Ciclos. Tomado de Instron WaveMatrix2.

Con este tipo de gráficas podemos observar cuándo se producen los mayores desplazamientos y así tener una idea aproximada de a qué número de ciclos todas las capas han fallado por fatiga, el resto de la gráfica corresponde a la evolución de estos fallos.

En la Tabla 25 se puede observar además el valor promedio del número de ciclos que las probetas resistieron dentro de este ensayo de fatiga, valor que se puede observar en las gráficas presentadas anteriormente. Después de haber realizado los ensayos con cada una de las cargas correspondientes, a continuación, en la Figura 90, se observa el comportamiento de cada una de estas probetas al finalizar el ensayo.

Tabla 25

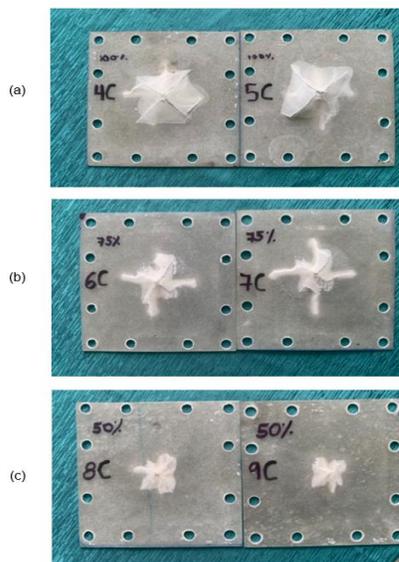
Valores Ingresados para el ensayo de fatiga junto a su valor de ciclos promedio.

Porcentaje de Carga	Carga Máxima	Carga Mínima	Punto Medio	Amplitud	N.C
100%	306.12 kgf	67.34 kgf	186.73 kgf	119.39 kgf	9000
75%	229.59 kgf	50.50 kgf	140.04 kgf	89.55 kgf	52000
50%	153.06 kgf	33.67 kgf	93.36 kgf	59.7 kgf	126423

Nota. El coeficiente de carga utilizado es de 0.22, N.C es el número de ciclos que soporta.

Figura 90

Comportamiento de las probetas al final del ensayo a fatiga.



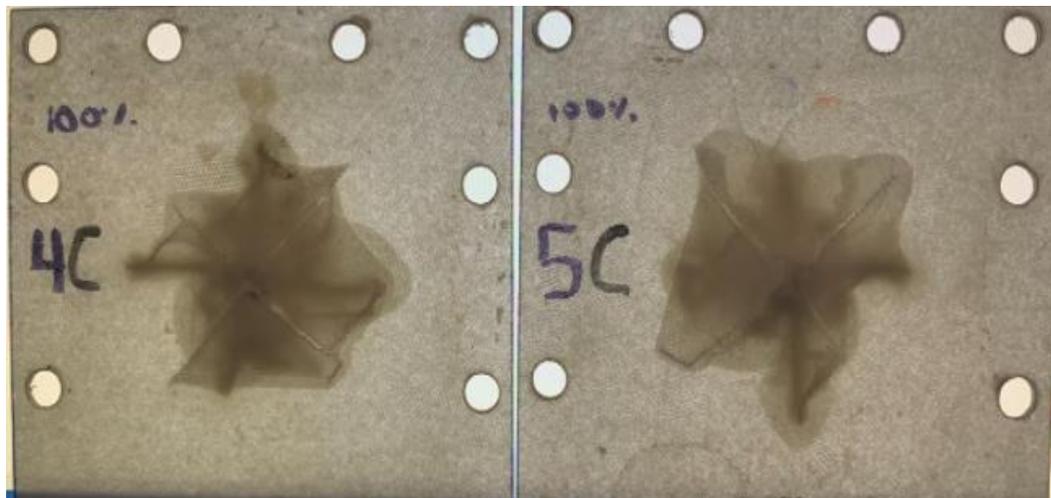
Nota. a) Carga al 100% b) Carga al 75% c) Carga al 50%

En cada una de las probetas se puede evidenciar una serie de grietas que se van propagando a medida que el tiempo del ensayo se prolonga, aunque se evidencia que mientras se va disminuyendo la carga aplicada estas grietas se vuelven más cortas.

En la Figura 91 se puede observar como también se producen grietas en la parte superior en dónde el accesorio semiesférico estuvo en contacto con la probeta, pero estas crecen en otra dirección a diferencia de las que se presentan en las láminas sometidas a tracción en la parte inferior, eso provoca la rotura de las fibras en diferentes direcciones a medida que esas grietas se van propagando a través del material compuesto.

Figura 91

Formación de grietas en la parte inferior de las probetas 4c y 5c.



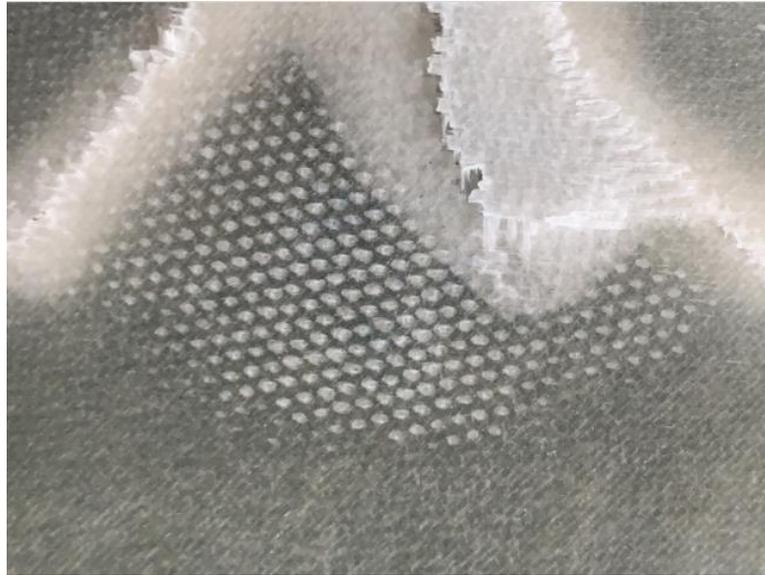
Nota. Las grietas superiores se forman debido a que estas fibras están sometidas a compresión.

Como segundo punto a destacar es la delaminación que se evidencia a través de la decoloración de la probeta en el área efectiva. En la Figura 90 (a) es más notorio este comportamiento.

Por último, en la Figura 92 se destaca la aparición de marcas que pueden ser identificadas como los primeros indicios de la delaminación o el agrietamiento dentro de la matriz.

Figura 92

Indicios de falla por fatiga.



Nota. Este comportamiento se presenta en las probetas 6c y 7c dónde se aplicó una carga del 75%.

Capítulo IV

Análisis de Resultados

Una vez que se han ejecutado los ensayos pertinentes al proyecto, junto con los resultados obtenidos en cada uno de ellos, procedemos a realizar los cálculos correspondientes, de acuerdo a cada uno de los lineamientos para de esta forma lograr obtener las características mecánicas que nos permitan una caracterización efectiva tanto de forma cíclica como estática del material compuesto.

Análisis de error porcentual módulo de elasticidad

El error porcentual del módulo de elasticidad se calculará mediante la siguiente ecuación:

$$Error \% = \left| \frac{MEE - MET}{MET} \right| * 100\%$$

Dónde:

MEE = Módulo de Elasticidad Experimental

MET = Módulo de Elasticidad Teórico

El valor teórico se tomará como referencia el obtenido de la micromecánica de Chamis el cual se puede observar en la Tabla 26.

Tabla 26

Cálculo del módulo de elasticidad, modelo de Chamis

E_m [GPa]	E_{fb} [GPa]	E [GPa]
3.5	72	17.885

Nota. Donde E_m es el módulo de elasticidad de la matriz y E_{fb} es el módulo de elasticidad de la fibra obtenido a partir de la aplicación de la ley de mezclas.

En la Tabla 27 se presentan los valores de módulo de elasticidad, esbeltez y error porcentual para todas las probetas ensayadas en el Rigidímetro, eso incluye las probetas originales (1- 6) y las cortadas (5.1 – 6.2).

Tabla 27

Resultados obtenidos a partir del ensayo dinámico con el Rigidímetro.

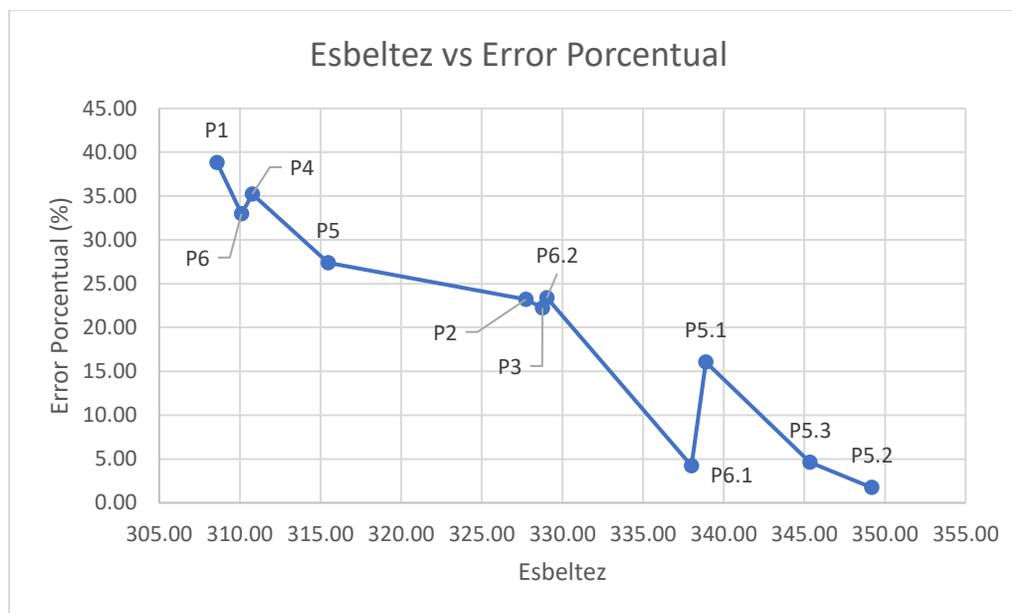
Probeta	E [GPa]	λ	Error (%)
P1	10.94	308.58	38.83
P2	13.73	327.74	23.21
P3	13.91	328.76	22.22
P4	11.58	310.78	35.23
P5	12.99	315.48	27.37
P6	11.99	310.10	32.99
P5.1	15.01	338.89	16.06
P5.2	17.57	349.18	1.74
P5.3	17.06	345.36	4.61
P6.1	17.13	338.01	4.23
P6.2	13.70	329.04	23.38

Nota. Los valores de cada una de las probetas fueron extraídos de las Tablas 4-7.

En la Figura 93 se observa el comportamiento del error porcentual a medida que se presentan cambios en la esbeltez. Esto nos dará una mejor idea de cómo influye este parámetro dentro del cálculo del módulo de elasticidad y el error cometido en comparación al modelo micromecánico de Chamis.

Figura 93

Esbeltez vs Error Porcentual - Equipo Rigidímetro.



Nota. Gráfica obtenida mediante Excel.

Se puede notar cómo las probetas (1-6) tienen un error mayor, el cual oscila entre 22.22% hasta 38.83 % sin embargo, cuando analizamos las probetas cortadas (5.1-6.2) en donde se redujo drásticamente el ancho de las mismas, podemos observar que el valor de la esbeltez aumenta y en consecuencia el error que se comete con respecto al módulo de elasticidad referencial de 17.88 GPa disminuye entre un rango de 1.74% hasta 23.38%, tomando en cuenta que estos valores varían debido a la poca uniformidad que existe entre las probetas al momento de ser cortadas.

Al haber culminado las pruebas en el equipo MOE Dinámico y una vez realizados los cálculos pertinentes, se lograron obtener los resultados de módulo de elasticidad y esbeltez que se aprecian en la Tabla 28.

Tabla 28*Esbeltez y módulo de elasticidad*

Probeta	λ	E [GPa]
P1	209.52	0.4848
P2	234.06	0.6899
P3	239.45	0.7266
P4	234.06	0.7164
P5	238.35	0.7210
P6	221.11	0.5903
P5.1	325.57	1.088
P5.1	358.13	1.417
P5.2	361.19	1.392
P5.3	416.36	2.439
P6.1	402.80	1.548
P6.2	399.09	1.323

Los datos obtenidos son demasiado bajos en el equipo de MOE Dinámico, por lo que no serán considerados dentro de la comparación con la teoría estudiada, lo que se puede observar es un aumento en la esbeltez con las probetas que han sido cortadas, esto nos genera un valor mayor en lo que concierne al módulo de elasticidad; sin embargo, no es lo suficientemente significativo en comparación al obtenido mediante el rigidímetro.

Una vez realizados los ensayos a flexión, obtuvimos los valores de módulo de elasticidad (ver Tabla 21). A continuación, en la Tabla 29 se puede observar el error porcentual, cabe recalcar que solo se realizó el ensayo con las cuatro primeras probetas debido a que las otras dos fueron cortadas.

Tabla 29

Módulo de elasticidad y error porcentual.

Probeta	E [GPa]	Error %
P1	16.23	9.25
P2	13.99	21.78
P3	16.28	8.97
P4	15.89	11.15

Se observa que con el ensayo de flexión los errores que se comete en las 4 probetas analizadas varían entre 8.97% y 21.78% teniendo un error alto en la probeta 2, aun así, el ensayo a flexión se considera fiable debido a su bajo error en comparación con el resto de probetas.

Estudio de frecuencias

Para corroborar los datos obtenidos en cuanto a longitud crítica (rigidímetro) se realizó una simulación en ANSYS dentro del cual podremos hallar un estudio de frecuencias, el cual nos permitirá analizar el error que puede ocurrir entre las probetas analizadas y la frecuencia obtenida en el software. De acuerdo a la simulación, se lograron obtener los resultados que se describen en la Tabla 30.

Tabla 30

Estudio de frecuencias probetas 1 a 6.

Probeta	f [Hz]	Error (%)
P1	28.78	15.12
P2	22.15	11.4
P3	22.05	11.8
P4	23.06	7.76
P5	22.41	10.36

P6	23.14	7.44
P5.1	18.91	24.36
P5.2	17.91	28.36
P5.3	19.12	23.52
P6.1	18.61	25.56
P6.2	19.53	21.88

Nota. Datos tomados de la simulación en el programa ANSYS.

Por lo que con estos datos se puede analizar que los resultados no varían demasiado de la simulación, teniendo en cuenta que la máquina opera a 25 Hz constantes y el modo de registrar los datos es de manera visual y manual, apreciando así el momento en el que entra en resonancia la viga.

De igual manera, se realizó la simulación para las probetas cortadas (5.1-6.2) en el equipo MOE Dinámico, para de esta forma hacer una comparación entre la simulación y los datos generados por el equipo y de acuerdo a la Tabla 31, se lograron obtener los resultados descritos a continuación.

Tabla 31

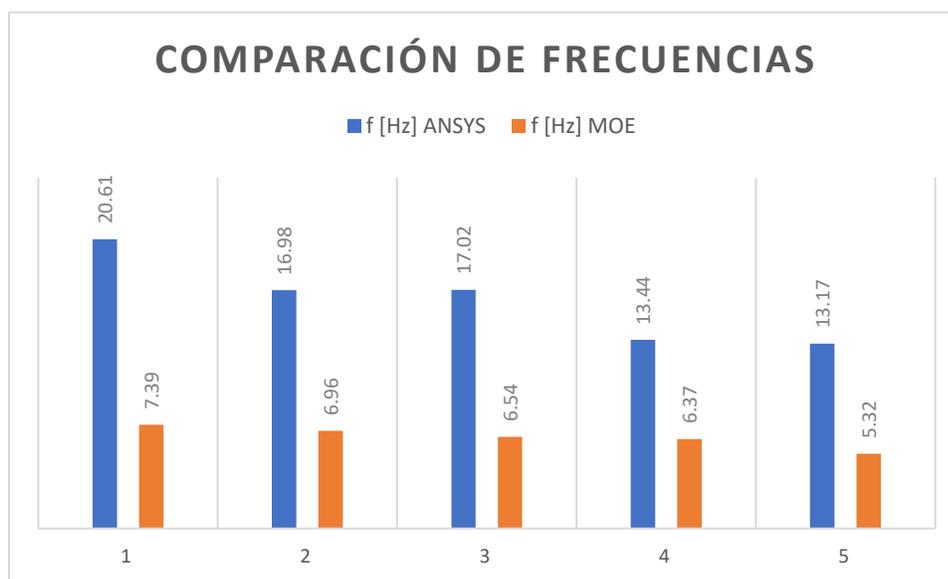
Estudio de frecuencias probetas 5.1 a 6.2.

Probeta	Lc [mm]	f [Hz] (ANSYS)	f [Hz] (MOE)
P5.1	200	20.61	7.39
P5.2	220	16.98	6.96
P5.3	220	17.02	6.54
P6.1	250	13.34	6.37
P6.2	250	13.17	5.32

Como se puede observar en la Figura 94, existe una gran diferencia en cuanto a los valores obtenidos a partir de la simulación y los valores obtenidos con el ensayo generado.

Figura 94

Comparación entre frecuencias ANSYS y MOE



Los valores no se aproximan a los obtenidos a partir de las mediciones realizadas en el equipo MOE Dinámico, por lo que no sería válido realizar una comparación para determinar el error porcentual entre ambos. Esto se debe a la esbeltez de la viga, que como pudimos observar en el equipo Rigidímetro, las probetas disminuyeron significativamente su porcentaje en cuanto al error se refiere, por otro lado, para el equipo MOE Dinámico, no se ha logrado establecer una similitud aceptable.

Comparación de resultados simulación y ensayos estáticos y fatiga

Para los resultados de la simulación estática se aplicaron la fuerza en el centro de la placa de forma distribuida para lograr una aproximación a los obtenidos en los ensayos

estáticos, la deformación conseguida de la simulación y ensayos estáticos se los puede observar en la Tabla 32.

Tabla 32

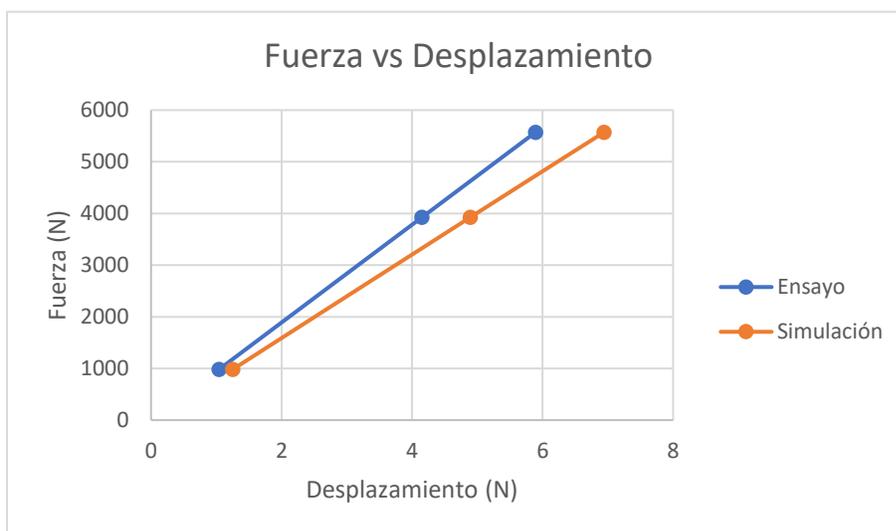
Resultados desplazamiento ensayo y simulación

Fuerza (kgf)	Fuerza (N)	Desplazamiento ensayo (mm)	Desplazamiento simulación (mm)
100	981	1.04	1.25
400	3924	4.15	4.89
567.8	5570.1	5.89	6.94

En la Figura 95, se compara los resultados de la Tabla 31, donde se observa una tendencia lineal tanto para los ensayos como para la simulación, se debe tomar en cuenta que los resultados de los ensayos estáticos de la curva de la Figura 71, se ajustó a una recta como se observa en la Figura 72, para asemejar al comportamiento de un material frágil.

Figura 95

Gráfica fuerza vs desplazamiento - simulación y ensayos



Los resultados de la simulación a fatiga para tener una mejor aproximación a los obtenidos de los ensayos se optaron por aplicar la fuerza en el centro de la placa en un área circular con diámetro de 18 mm, los resultados de los ensayos y la simulación a fatiga se pueden observar en la Tabla 33.

Tabla 33

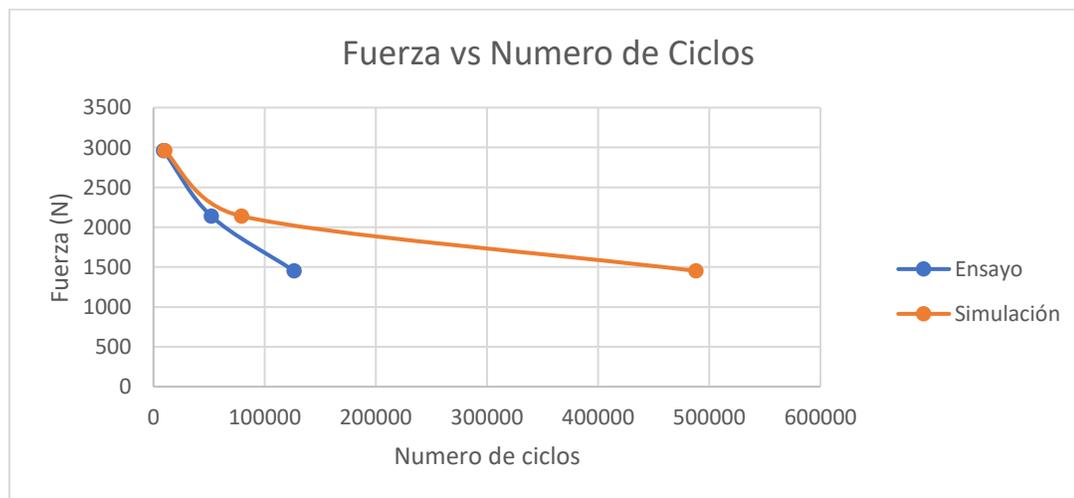
Resultados fatiga ensayos y simulación

Fuerza (kgf)	Fuerza (N)	Número de ciclos ensayos	Número de ciclos simulación
301.7	2960	9000	10001
218.1	2140	52000	79024
148.1	1452.4	126423	488000

Nota. Número de ciclos promedio que se obtuvo al realizar el ensayo con fuerzas al 100%, 75% y 50%.

Figura 96

Gráfica fuerza vs número de ciclos - simulación y ensayos



La Figura 96 muestra que tanto la gráfica para ensayos como para la simulación se asemeja, con la excepción del último punto del ensayo esto es debido a que al realizar la prueba con la fuerza al 50% el ensayo tuvo un tiempo prolongado por lo cual se lo detuvo al momento de ver la primera grieta y no con el criterio de falla completa que se tomó para las otras probetas.

Capítulo V

Conclusiones y Recomendaciones

Conclusiones

Al realizar los análisis en el equipo de MOE Dinámico, se pudo determinar un error de aproximadamente 82.77% en cuanto al ensayo realizado en flexión y los cálculos estimados por el modelo de Chamis, además, al realizar la simulación con el estudio de frecuencias en el programa ANSYS, arrojó un error de aproximadamente 80.5%, todo esto se debe a la insuficiente esbeltez del material compuesto. Debido a que son necesarias varias capas del mismo, lo cual impide una reducción en cuanto al espesor de las probetas que se requieren para dicho ensayo en el equipo descrito anteriormente.

Para el Rigidímetro se obtuvieron resultados satisfactorios, la esbeltez es un parámetro que debe ser tomado en cuenta puesto que al momento de aumentar este valor a través del corte longitudinal de las probetas (5-6), se reduce el error a 1.74%, al tratarse de materiales compuestos no se puede reducir el espesor debido a la configuración laminar de fabricación lo que no permitió obtener valores más adecuados en cuanto a la esbeltez se refiere.

De acuerdo al valor obtenido de un experimento de la NASA, se dispuso de una carga máxima de 28.58 KPa para ejecutar la simulación, alcanzado como resultado un factor de seguridad de 5.6 y una deformación máxima de 0.43 mm, en la gráfica Presión vs Tiempo se consiguió apreciar que el parche no estaría sujeto a un esfuerzo alto de fatiga puesto que el coeficiente de carga es de 0.86.

Según el ensayo de carga estática, el material compuesto estudiado soporta una carga máxima de 567.8 kgf, esto generó deformaciones que no coincidían totalmente con las obtenidas a través de la simulación debido a que la curva Fuerza vs Desplazamiento no muestra un comportamiento lineal hasta alcanzar valores alrededor de los 250 kgf de

carga, lo que nos llevó a realizar un ajuste en la curva y así aproximar las deformaciones que se generan experimentalmente con las observadas en la simulación.

Para los ensayos a fatiga en primer lugar se utilizaron los accesorios fabricados con los cuales no se logró el comportamiento esperado en el material compuesto, por lo tanto, se decidió cambiar de accesorio a uno que reduzca el área de contacto logrando así la delaminación y propagación de grietas. Se logró aproximar la simulación aplicando la fuerza en un área circular de 18 mm de diámetro. Para fuerzas altas el número de ciclos se acerca a la simulación mientras que para fuerzas bajas no se aproxima, esto debido a que sus propiedades ortotrópicas elásticas y de límite de tensión se obtuvieron mediante bibliografías.

Recomendaciones

Para el uso del equipo MOE Dinámico y Rigidímetro es recomendable que el valor de la esbeltez de las probetas a utilizar sea para columnas / vigas largas o esbeltas, teniendo en cuenta principalmente el espesor del material en estudio. De esta forma podemos asegurar un mejor funcionamiento del acelerómetro.

Se debe realizar una mayor cantidad de estudios en diferentes tipos de materiales compuestos utilizando el equipo de MOE Dinámico y Rigidímetro ya que las propiedades mecánicas de los mismos tienen una variación significativa al resto y las pruebas descritas en este proyecto dan veracidad de la diferenciación entre los resultados obtenidos con cada ensayo practicado.

Para una mejor caracterización a fatiga del material compuesto se recomienda realizar una mayor cantidad de pruebas con distintas cargas que se encuentren bajo el valor de la carga máxima de la resistencia estática con el fin de obtener la curva esfuerzo vs número de ciclos.

Se recomienda realizar temas de titulación para obtener el módulo de elasticidad en materiales compuestos con distintas configuraciones laminares, orientación de las fibras y reducción del número de capas.

Se debe tener en cuenta que para realizar la simulación a fatiga en el software ANSYS no se puede simular el material compuesto por capas sino como un sólido por lo que se recomienda trabajar para este tipo de análisis computacionales con diferentes materiales que no sean compuestos.

Al momento de construir los accesorios destinados para el ensayo de fatiga se debe considerar el área de contacto en la que va a actuar con respecto al material en cuestión y la forma en la que se requiere que se produzca la falla.

Bibliografía

- Administration, F. A. (2008). *Manual de conocimiento aeronáutico del piloto*. Oklahoma: JR.
- Bernd Schnütgen, Lucie Vandewalle. (2003). *Test and Design Methods for Steel Fibre Reinforced Concrete - Background and Experiences*. Francia: RILEM Publications.
- Carrasco, L. (2016). *Análisis estructural del twin boom para la optimización del peso en el avión no tripulado gavián del centro de investigación y desarrollo de la fuerza aérea ecuatoriana*. Ambato: Universidad técnica de Ambato.
- Criollo, L. (2019). *Modelación computacional y determinación de propiedades mecánicas*. Sangolquí.
- Dassault Systemes SolidWorks Corporation. (2016). Obtenido de http://help.solidworks.com/2016/spanish/SolidWorks/sldworks/c_copyright_solidworks.htm
- Dávila, J., Galeas, D., Guerrero, V., Pontón, P., Rosas, N., Sotomayor, V., & Valdivieso, C. (2011). *Nuevos Materiales: Aplicaciones estructurales e industriales*. Quito: Imprefepp.
- Instruments, N. (4 de Mayo de 2016). *Dominio de Frecuencia en Medidas*. Obtenido de <https://www.ni.com/es-cr/support/model.usb-6008.html>
- Jimenez, D. (2017). *Identificación de la condición de diafragma rígido o flexible a partir de instrumentación sísmica y modelación de losas tipo shell o membrana en sistemas de resistencia lateral*. Medellín.

- Llorente, M. (10 de Septiembre de 2021). DISEÑO Y ANÁLISIS DE UNA SEMIALA PORTANTE REALIZADA EN MATERIALES COMPUESTOS PARA LA AVIACIÓN LIGERA. Valencia, España.
- Mayugo, J. (2003). Estudio constitutivo de materiales compuestos laminados sometidos a cargas cíclicas. (*Tesis de doctorado*). Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona.
- Navarro, C., & Barbero, E. (2017). *Elasticidad y Resistencia de Materiales II*. Madrid: Open Course Ware.
- Olmedo, J. (2008). Diseño de estructuras tipo cáscara basada en materiales compuestos laminares, utilizando el método de elementos finitos. (*Tesis de Maestría*). Escuela Politécnica Nacional, Quito.
- Orozco, W. (2006). Diseño y simulación de las fuerzas de arrastre y sustentación en los autos. *Redalyc*, 26-33.
- Pagés, S., Costa, J., Mayugo, A., & Blanco, N. (2002). Tratamiento de la fatiga en el diseño estructural con materiales compuestos. *TDX*, 831-837.
- Powers, S., & Webb, L. (1997). Flight Wing Surface Pressure and Boundary - Layer Data Report from the F-111 Smooth Variable - Camber Supercritical Mission Adaptive Wing. *Nasa Technical Memorandum 4789*, 1-848.
- Proakis, J., & Manolakis, D. (2004). *Digital Signal Processing Principles, Algorithms, and Applications*. New Jersey : Prentice-Hall International, Inc.
- Ruso, M. (2013). Estudio de materiales reforzados con fibras en problemas de contacto. (*Tesis de ingeniería*). Universidad de Sevilla, Sevilla.

- Salzedas, V., & Oliveira, B. (2016). Identification of aerodynamic model under ground effect with flight test data. *SFTE International Symposium*, 1-12.
- Stupenengo, F. (2011). *Materiales y materias primas*. Buenos Aires: Inet.
- Tosone, H., & Cavalieri, F. (2012). *Estabilidad II*. Santa Fe.
- Tucker, C., & Liang, E. (1999). Unidirectional Short - Fiber Composites. *Elsevier*, 1-33.
- Turk, C., Hunt, J., & Marr, D. (2008). Cantilever-Beam Dynamic Modulus for Wood. *USDA*, 1-5.
- Viteri, D. (2014). *Optimización de la calidad del servicio prestado a los pasajeros durante vuelos nacionales e internacionales en una aerolínea comercial con sede en Ecuador*. Quito: Pontificia universidad católica del Ecuador - matriz.

Anexos

Anexo 1

Orden de ingeniería Nro. FA-BZ-F-EB-2021-004-OIng

Anexo 2

Orden de ingeniería Nro. FA-BZ-F-E5-2022-L-002-OIng