
**Propuesta de diseño para la alteración
menor estructural de la tapa de
inspección del cono de cola de la aeronave
Beechcraft B300 para la instalación de
una antena UHF-SHF.**

Presentado por

Brian Steven Ladino Valdés

Daniel Mora Cordoba

Daniel Esteban Mejía Jimenez

LOS LIBERTADORES
FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Fundación Universitaria Los Libertadores

Facultad de Ingeniería y Ciencias Básicas

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Bogotá D.C, Colombia

2019

Propuesta de diseño para la alteración menor estructural de la tapa de inspección del cono de cola de la aeronave Beechcraft B300 para la instalación de una antena UHF-SHF.

Presentado por

Brian Steven Ladino Valdés

Daniel Mora Cordoba

Daniel Esteban Mejía Jimenez

En cumplimiento parcial de los requerimientos para optar por el
Título de

Ingeniero Aeronáutico

Dirigida por

Juan Carlos Gamba Torres

Presentado a

Programa de Ingeniería Aeronáutica

Fundación Universitaria Los Libertadores

Bogotá D.C, Colombia.

2019

Notas de aceptación



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá DC, diciembre de 2019



LOS LIBERTADORES

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA

Las directivas de la Fundación Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores y a los resultados de su trabajo.

Dedicatoria

Este proyecto de grado es dedicado a las personas que han hecho parte de nuestro proceso de formación profesional.

A nuestros padres, familiares cercanos y amigos que siempre nos han brindado su apoyo incondicional y están de acuerdo con la idea de que el vernos profesionales es una meta importante para nosotros. Por esto, queremos dedicar este proyecto como símbolo de honra y agradecimiento.

Agradecimientos

En primera instancia, agradecer a Dios por brindarnos la sabiduría, paciencia y conocimiento para la elaboración de este proyecto.

Agradecemos a nuestro director de proyecto Juan Carlos por su gran disposición y encaminarnos en el sendero del saber.

A nuestro codirector por permitirnos la facilidad para la caracterización del proyecto.

A nuestros padres y hermanos por apoyarnos y brindarnos desde un principio el privilegio de poder hacer de un proceso educativo de nivel profesional.

TABLA DE CONTENIDO

GLOSARIO	14
Introducción	17
Planteamiento del problema.....	20
2.1 Objetivos	22
2.1.1 Objetivo General:	22
2.1.2 Objetivos Específicos:	22
2.2 Justificación.....	23
2.3 Metodología	25
Marco Teórico.....	32
3.1 MATERIALES COMPUESTOS	35
3.1.1. ¿Qué son los materiales compuestos?.....	35
3.4 Marco Legal	48
3.4.1 Regulación Federal FAR 25.561.	48
Caso de estudio y modelamiento computacional	49
4.1 Dimensionamiento y herramientas.....	49
4.2 Caracterización del material.....	51
4.2.1 Propiedades tapa original y refuerzo.....	51
4.2.2. Propiedades de la tapa en compuesto.....	53
4.3 Elaboración tapa original y refuerzo en CATIA	53
4.3.1. Planos tapa de inspección original y refuerzo.....	55
4.4. Elaboración soporte antena CATIA	55
4.4.1. Planos del soporte antena.....	56
4.5. Elaboración tapa de inspección en material compuesto en CATIA.....	56
4.5.1. Plano tapa de inspección en material compuesto.	57
4.5.2 Elaboración de antena en CATIA.....	57
4.6. Elaboración ensamble tapa inspección original y refuerzo en CATIA.....	58
4.7. Elaboración ensamble de tapa de inspección para material compuesto, el soporte de antena y antena en CATIA.....	59
4.8. Simulación computacional de ensamble tapa inspección original y refuerzo.....	61

4.8.1.	Caracterización de los datos de ingeniería tapa original.....	61
4.8.2.	Mallado de la geometría ensamblada.....	61
4.9.	Simulación computacional de la tapa de inspección en material compuesto.....	63
4.9.1.	Caracterización de los datos de ingeniería.....	63
4.9.2.	Mallado de la geometría en material compuesto.	67
4.9.3.	Módulo ACP (ANSYS Composite PrepPost) material compuesto.	69
	Análisis de resultados.....	71
5.1.	Análisis estático estructural del ensamble de la tapa de inspección con el refuerzo estructural.	71
5.2.	Análisis estático estructural del ensamble de la tapa de inspección en material compuesto con el soporte de antena y antena.	84
5.3.	Comparación de resultados.	95
5.4.	Cálculo de laminado BMS 8-79 Style 7781 50" CL3 - Fiberglass Pre-Preg 250 Degree	103
	Conclusiones y recomendaciones	109
	Bibliografía	112
	Apéndice A.....	114

LISTADO DE ECUACIONES

ECUACIÓN 1. ECUACIÓN DE LOS GASES PERFECTOS	34
ECUACIÓN 2. LEY DE BOYLE-MARIOTTE	34
ECUACIÓN 3. RESISTENCIA ESPECÍFICA.....	38
ECUACIÓN 4. MÓDULO DE ELASTICIDAD ESPECÍFICO	38
ECUACIÓN 5. LEY DE HOOKE GENERALIZADA EN FORMA DE MATRIZ.	44
ECUACIÓN 6. MATRIZ DE RIGIDEZ REDUCIDA.....	44
ECUACIÓN 7. SISTEMA DE COORDENADAS	45
ECUACIÓN 8. TENSIONES QUE ACTÚAN EN LA LÁMINA	45
ECUACIÓN 9. MATRIZ DE RIGIDEZ REDUCIDA TRANSFORMADA.....	45
ECUACIÓN 10. MATRIZ DE RIGIDEZ REDUCIDA LOCAL.....	46
ECUACIÓN 11. MATRIS DE RIGIDES REDUCIDA TRANSFORMADA PARA UNA TELA K.	46
ECUACIÓN 12. SUBMATRIZ A.	46
ECUACIÓN 13. SUBMATRIZ B.	46
ECUACIÓN 14. SUBMATRIZ D.	46
ECUACIÓN 15. ECUACIÓN COMPORTAMIENTO GLOBAL DE UN LAMINADO.	47
ECUACIÓN 16. CÁLCULO DE TENSIONES DE UNA LÁMINA EN RELACIÓN A LA GLOBAL.....	47
ECUACIÓN 17. TENSIONES DE UNA LÁMINA EN RELACIÓN AL SISTEMA LOCAL.	47
ECUACIÓN 18. MÓDULO DE YOUNG EN EL EJE Z. FUENTE: (PINFOLD, 1976)	65
ECUACIÓN 19. RELACIÓN DE MÓDULOS DE MATRIS- FIBRA. FUENTE: (PINFOLD, 1976)	65
ECUACIÓN 20. EUACIÓN DE MODULO DE CIZALLAMIENTO EN LA DIRECCIÓN 23. FUENTE: (PINFOLD,1976).....	66
ECUACIÓN 21. MÓDULO DE CIZALLAMIENTO EN LA DIRECCIÓN XZ. FUENTE: (PINFOLD,1976)	67

LISTADO DE TABLAS

TABLA 1. METODOLOGÍA DE MARCO LÓGICO.	31
TABLA 2. HERRAMIENTA EMPLEADA. FUENTE: CATÁLOGOS USATCO ® Y SNAP-ON ®.(2019) 49	
TABLA 3. DATOS DE CALIDAD DE MALLA EN ANSYS TAPA ORIGINAL. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	62
TABLA 4. ESPECTRO MÉTRICO DE MALLA (CALIDAD ORTOGONAL). FUENTE: PROPIA DEL AUTOR..	62
TABLA 5. DATOS DE CALIDAD DE MALLA EN ANSYS TAPA COMPUESTA. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	68
TABLA 6. CARGAS APLICADAS. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	72
TABLA 7. TABULACIÓN DE RESULTADOS ALCLAD 2024-T3 Y FIBERGLASS. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	96
TABLA 8. PROPIEDADES DEL LAMINDO ORTOTRÓPICO. FUENTE: PROPIA DEL AUTO.....	104
TABLA 9. ORIENTACIÓN DE LAS TELAS. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.....	104
TABLA 10. ESPESOR DE TELAS SOBREPUESTAS. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.....	105
TABLA 11. CORDENADAS SEGÚN LA ORIENTACIÓN. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	105
TABLA 12. MATRIZ DE RIGIDEZ REDUCIDA Y SU REPRESENTACIÓN MATRICIAL. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	105
TABLA 13. MATRIZ RESULTANTE TRASNFORMADA A 45. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	106
TABLA 14. MATRIZ RESULTANTE TRASNFORMADA A -45. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	106
TABLA 15. MATRIZ RESULTANTE TRASNFORMADA A 0. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	106
TABLA 16. SUBMATRIZ A. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.....	106
TABLA 17. TABLA 16. SUBMATRIZ B Y C. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	107
TABLA 18. TABLA 16. SUBMATRIZ D. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	107

TABLA 19. MATRIZ DE COMPORTAMIENTO DE TENSIONES BAJO UNA CARGA. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.	107
TABLA 20. MATRIZ SOLUCIÓN. FUENTE: PROPIA DEL AUTOR.....	108
TABLA 21. TABLA DE PROPIEDADES MECÁNICAS ALCLAD 2024 T3. FUENTE: MMPDS-01 (2003)	114
TABLA 22. TENSION EN EL EJE X. FUENTE: MIL-HDBK-17-2F, VOLUME 2 OF 5 (2002).....	115
TABLA 23. TENSION EN EL EJE Y. FUENTE: MIL-HDBK-17-2F, VOLUME 2 OF 5 (2002).....	116
TABLA 24. COMPRESIÓN EN EL EJE X. FUENTE: MIL-HDBK-17-2F, VOLUME 2 OF 5 (2002).....	117
TABLA 25. COMPRESIÓN EN EL EJE Y. FUENTE: MIL-HDBK-17-2F, VOLUME 2 OF 5 (2002).....	118
TABLA 26. MÓDULO DE CORTE EN EL PLANO XY. FUENTE: MIL-HDBK-17-2F, VOLUME 2 OF 5 (2002).	119
TABLA 27. PROPIEDADES FÍSICAS DE LA TELA FUENTE: HEXCEL (2019).....	120
TABLA 28. PROPIEDADES MECÁNICAS TELA. FUENTE: HEXCEL (2019).	120

GLOSARIO

Las siguientes definiciones son los términos comúnmente usados para el análisis estructural de los materiales compuestos. Estas descripciones son tomadas del **MIL-HDBK-17-2F. COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK VOLUME 2. POLYMER MATRIX COMPOSITES / DEPARTMENT OF DEFENSE-UNITED STATES OF AMERICA**. Cuyo objetivo es aclarar o recordar al lector de una manera sencilla y concreta dichos términos.

ADHESIÓN: el estado en el que dos superficies se mantienen juntas en una interfaz mediante fuerzas o acciones de unión o ambas.

ADHESIVO: una sustancia capaz de mantener unidos dos materiales mediante fijación superficial. En el manual, el término se usa específicamente para designar adhesivos estructurales, aquellos que producen uniones capaces de transmitir cargas estructurales significativas.

ANISOTRÓPICO: no isotrópico; que tiene propiedades mecánicas y / o físicas que varían con la dirección.

CURADO: para cambiar las propiedades de una resina termoestable de forma irreversible por reacción química, es decir, condensación, cierre de anillo o adición. El curado se puede lograr mediante la adición de curado (reticulación) agentes, con o sin catalizador, y con o sin calor. El curado puede ocurrir también por adición, como ocurre con los curas de anhídrido para sistemas de resina epóxica.

DELAMINADO: una separación deliberada de una unión o interfaz unida, generalmente con fines de reparación.

DUREZA: resistencia a la deformación; generalmente medido por sangría. Los tipos de pruebas estándar incluyen Brinell, Rockwell, Knoop y Vickers.

ESFUERZO: el cambio por unidad, debido a la fuerza, en el tamaño o la forma de un cuerpo referido a su tamaño o forma original. La deformación es una cantidad no dimensional, pero con frecuencia se expresa en pulgadas por pulgada, metros por metro o porcentaje.

ESTRÉS: la intensidad en un punto en un cuerpo de las fuerzas o componentes de las fuerzas que actúan en un plano dado a través del punto. El estrés se expresa en fuerza por unidad de área (libras-fuerza por pulgada cuadrada, mega pascales, etc.).

FIBRA: un término general utilizado para referirse a materiales filamentosos. A menudo, la fibra se usa como sinónimo de filamento. Es un término general para un filamento de longitud finita. Una unidad de materia, ya sea natural o artificial, que forma el elemento básico de telas y otras estructuras textiles.

FIBRAS DE VIDRIO: una fibra hilada a partir de un producto inorgánico de fusión que se ha enfriado a una condición rígida sin cristalizar.

FRACTURA DE CORTE (para materiales de tipo cristalino): un modo de fractura resultante de la traslación a lo largo de planos de deslizamiento que están orientados preferentemente en la dirección del esfuerzo de corte.

LAMINADO QUASI-ISOTRÓPICO: un laminado simétrico y equilibrado para el cual una propiedad constitutiva de interés, en un punto dado, muestra un comportamiento isotrópico en el plano del laminado.

MÓDULO DE YOUNG: relación entre el cambio de tensión y el cambio de tensión por debajo del límite elástico de un material. (Aplicable a tensión y compresión).

MÓDULO DE RIGIDEZ (también módulo de cizallamiento o módulo de torsión): la relación entre la tensión y la deformación por debajo del límite proporcional para la tensión de cizallamiento o torsión.

MOLDEADO DE BOLSAS (VACUM): un método de moldeo o laminado que implica la aplicación de presión de fluido a un material flexible que transmite la presión al material que se está moldeando o uniendo. Presión de fluido, generalmente se aplica por medio de aire, vapor, agua o vacío.

PRUEBAS NO DESTRUCTIVAS (NDT): ampliamente considerado sinónimo de NDI.

PREPREG: listo para moldear o curar material en forma de lámina que puede ser remolque, cinta, tela o tapete impregnado con resina. Se puede almacenar antes de su uso.

PESO SUPERFICIAL DE FIBRA: el peso de fibra por unidad de área de preimpregnado. Esto a menudo se expresa como gramos por metro cuadrado en relación con los ejes de referencia naturales inherentes al material.

RESISTENCIA: la tensión máxima que un material es capaz de soportar.

SHF: Super High Frequency (inglés) - Super Alta Frecuencia.

UHF: Ultra High Frequency (inglés) -Ultra Alta Frecuencia.

Capítulo 1

Introducción

Las aeronaves modelo Beechcraft B300 son utilizadas no solo para el transporte de pasajeros sino también para misiones de inteligencia y monitoreo, debido a que es una aeronave categoría grande (Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil, 2007), con un techo de vuelo cercano a los 35.000 ft y una velocidad de operación de 194 a 263 knots (0.58 Mach) desde los 21,000 ft. a los 35,000 ft (Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil, 2009) favorable para este tipo de misiones.

Partiendo de la necesidad de reubicar la instalación una antena UHF-SHF la cual es usada para operaciones especiales de monitorio abordo de la cabina de pasajeros de una aeronave Beechcraft modelo B300, debido a que dicha antena opera en un rango de frecuencia que oscila entre los 2200 MHz hasta los 3.5 GHz lo cual es probable que la salud de la tripulación y pasajeros se vea afectada por la radiación a la que se ven expuesta al operar este tipo de antenas; además de que a encontrarse al interior de la cabina causa incomodidad a los pasajeros. Surge la idea de ser trasladada la instalación de la antena fuera de la cabina de pasajeros con el fin de disminuir y apartar la radiación irradiada por antena del personal que se encuentra dentro de la aeronave y brindar mayor confort al pasajero.

Por lo anterior en este documento se presenta la propuesta para ser instalada la antena UHF-SHF en la parte interna de la tapa de inspección derecha del cono de cola de la aeronave en meción.

Esta propuesta contempla el diseño conceptual y preliminar de una alteración menor de la tapa de inspección al fabricada en material compuesto con el fin de permitir que la señal emitida por la antena no tenga interferencia, ya que con la tapa de inspección original al ser de aleación de

aluminio ALCLAD 2024-T3 interfiere la señal de transmisión y de recepción de la antena. Además se presenta la solución para el componente estructural para la instalación de la antena sobre la tapa de inspección en material compuesto al diseñar un soporte capaz de soportar la carga de la antena y el cual tenga la capacidad de variar su dimensión para permitir el ingreso de la antena desde el exterior de la aeronave, así como la posibilidad de ser removida si así se requiere.

Para estudiar y analizar que dichos diseños tanto de la tapa de inspección en material compuesto son capaces de soportar las cargas operativas, es decir, los factores de carga máximos de la aeronave los cuales se presentan en condiciones de aterrizaje de emergencia, como indica la autoridad aeronáutica de los Estados Unidos de América (FAA) relacionadas en el marco legal Capítulo 3.4, es necesario realizar modelamiento de cada una de las partes del diseño considerado, realizar una caracterización de los materiales a implementar en la tapa de inspección en material compuesto, posteriormente ser simuladas en el software ANSYS® las cargas máximas operativas ordenadas por la autoridad, además de un análisis académico de una carga debido a la presión dinámica que el fluido ejerce sobre la tapa de inspección y con base a estas simulaciones poder predecir el comportamiento de los materiales y ser comparados para su interpretación. Adicionalmente este proyecto de grado emplea el cálculo teórico del laminado como herramienta de comparación con los datos obtenidos de las simulaciones.

La propuesta descrita en este documento se desarrolla mediante la licencia académica dispuesta para el uso de este tipo de proyectos otorgada a los estudiantes por la Fundación Universitaria Los Libertadores; la licencia ANSYS® Academic 2019 R1 (traducida al español: ANSYS® Académica 2019 R1) ofrece la posibilidad de ejecutar e interactuar con los módulos Static Structural (traducido al español: estática estructural) y el módulo ACP PRE - ANSYS® Composite Prep (traducido al español: ANSYS® previo compuesto). Los computadores en donde

se solucionan todas las simulaciones cuentan con 4 núcleos de capacidad para resolver las fases finales en cada proceso matemático MEF (Método de elementos finitos) inmerso en la programación del software.

Capítulo 2

Planteamiento del problema

Los países potencia (Estados Unidos de América, Rusia, China, Inglaterra etc.) han competido por el control del espectro electromagnético tal como afirma la revista profesional del ejército de EE UU “desde la guerra Ruso Japonesa iniciada en febrero de 1904, hasta el conflicto del Golfo Pérsico, ha contribuido en forma determinante al desarrollo de dispositivos electrónicos que permiten obtener éxito en las operaciones militares” (Vega, 1992). A partir de este tipo de enfrentamientos nace el termino guerra electrónica que se refiere usar y controlar el espectro electromagnético para proteger, comunicarse y evitar que el adversario interrumpa o utilice las señales de manera perjudicial para una misión (SAAB, 2018). A pesar de que solo hasta comienzos del del año 2019 se publica en la página oficial de la Fuerza Aérea de Colombia: “Culmina primer curso de Guerra Electrónica del 2019” (Comunicaciones Estratégicas CACOM 1, 2019), con el fin de proteger y garantizar el control del espacio aéreo de la nación; las aplicaciones de estos dispositivos electrónicos usados para la transmisión de señales en frecuencias desde los rangos VLF hasta EHF se ven implementados para diferentes propósitos en la industria aeronáutica, ya sea guerra electrónica o el mejoramiento de los sistemas de navegación (Radares meteorológicos), bien sean en aeronaves de ala fija o ala rotatoria.

La aeronave B300 cuenta con una antena de transmisión y recepción de señales la cual opera en una frecuencia entre los 2200 MHz hasta los 3.5 GHz, pero dicha antena se encuentra operando desde la cabina de pasajeros por el personal capacitado, pero la tripulación al estar expuesta a recibir la radiación emitida por este tipo de antena.

Por tal motivo, es necesario implementar una estructura capaz de soportar la antena fuera de la cabina para que no afecte la integridad de los tripulantes. La instalación de este tipo de dispositivos habitualmente se dispone en la parte externa de la piel del fuselaje de las aeronaves, ya que la señal emitida por este tipo de instrumentos no debe tener interferencia producto de estructuras metálicas adyacentes.

El fuselaje de la aeronave se puede seccionar en tres segmentos principales: cabina de pilotos, cabina de pasajeros y cono de cola, las dos primeras secciones son descartadas para la instalación de antenas por la radiación e interferencia de la señal. Debido a esto, la mejor ubicación para tal fin es instalarla al interior del cono de cola, sobre la tapa de inspección derecha de la aeronave, teniendo en cuenta que esta debe tolerar las cargas máximas operables bajo condiciones de aterrizaje de emergencia (FAR 25 Sub parte C, 25.561).

De la misma forma, la propagación de la señal UHF-SHF transmitida por la antena se ve afectada debido a la interferencia creada por el material original de la tapa de inspección (ALCLAD 2024-T3). Motivo por el cual, se diseñará una tapa de inspección en material compuesto que no afecte la señal y que a su vez asemeje las características y propiedades físicas de la tapa original

Por esto, surge la necesidad de dar respuesta a la pregunta, ¿Utilizar un material compuesto (fibra de vidrio clase 3) en la tapa de inspección de la aeronave Beechcraft B300 garantizará que estructuralmente pueda ser instalada sobre esta una antena UHF –SHF, la cual opere desde el interior del cono de cola permitiéndole, al ser un polímero no tener interferencia con la transmisión de señales?

2.1 Objetivos

2.1.1 Objetivo General:

- Diseñar de manera conceptual y preliminar el soporte estructural y la tapa de inspección del cono de cola de la aeronave Beechcraft B300.

2.1.2 Objetivos Específicos:

- Diseñar en CAD (Computer-Aided Design , traducido al español, diseño asistido por computadora) la tapa de inspección en material compuesto y el soporte estructural para la instalación de una antena UHF- SHF.
- Simular en ANSYS® las cargas estructurales que soporta la tapa de inspección y el soporte de antena en condiciones de aterrizaje de emergencia.
- Analizar los datos obtenidos en el programa ANASYS versus estudios realizados y teorías sobre el tema.

2.2 Justificación

En el año 1893 Edward Drummond Libbey utilizó por primera vez la fibra de vidrio para exhibir un vestido en la Exposición Mundial Colombina de Chicago con características similares a las de un traje hecho con seda, pero no fue sino hasta 1938 que se fabricó la lana de vidrio comúnmente llamada fibra de vidrio por Russell Games Slayter , años después la empresa Owens-Illinois Glass Company y Corning Glass Works se unieron para formar la Owens –Corning Fiberglass Corporation, en donde identificaron propiedades sonoras, térmicas y de tensión combinando varias fibras simultáneamente (Loewenstein, 1975) y posteriormente se convirtieron en los más grandes productores de fibra de vidrio en el mundo (Sanjay & Dean, 2007)

Este proyecto se realiza debido a la necesidad de evitar la incomodidad de los pasajeros al operar una antena dentro de la cabina, al igual que la integridad y la salud de la tripulación la aeronave, en este caso un Beechcraft King B300, se vea afectada en lo más mínimo (sensación de mareo o aumento de temperatura corporal) al momento en que se encuentre en funcionamiento una antena UHF-SHF para operaciones especiales. Al respecto la Organización Mundial de la Salud no solo se interesa en el tema si no que promueve investigaciones “científicas sobre los campos electromagnéticos, evaluar los efectos en la salud de la exposición a frecuencias de 0 a 300 GHz, ofrecer asesoramiento sobre los posibles peligros de los campos electromagnéticos y determinar las medidas de mitigación más idóneas” (Organización Mundial de la Salud, 2006) la organización ha logrado publicar un documento muy detallado sobre el tema el cual describe un estudio sobre las posibles afectaciones a la salud a las que se le asocia el tema de la radiación, tales como irritación ocular, afectaciones epidérmicas, fatiga e incluso correlaciones con el cáncer de piel,

estudio realizado no solo en hombres si no en animales (IEEE International Committee on Electromagnetic Safety (SCC39), 2006).

Se pretende diseñar una tapa de inspección en material compuesto que soporte dicha antena. El material compuesto seleccionado es la fibra de vidrio BMS 8-79 Style 7781 50" CL3 - Fiberglass Pre-Preg 250 Degree como solución al problema de interferencia.

2.3 Metodología

En este proyecto, para el estudio y análisis, se implementa la herramienta de simulación Static Structural y ACP (ANSYS®) basada en la investigación experimental y teórica la cual tiene como característica principal la comparación de resultados obtenidos (Herrera, 2018) entre los dos materiales a analizar ALCLAD 2024-T3 y fibra de vidrio BMS 8-79 Style 7781 50" CL3 - Fiberglass Pre-Preg 250 Degree , se realizará un análisis cuantitativo estructural, de la tapa de inspección de la aeronave Beechcraft B300, por medio de simulación numérica computacional con respecto a los datos obtenidos de ambos materiales.

Se realizó un proceso de diseño a través de los siguientes pasos:

- Definición del problema.
- Consideraciones del espacio útil.
- Definición de la geometría.
- Diseño en CAD.
- Caracterización de los materiales.
- Mallado o discretización.
- Asignación de cargas.
- Simulación de deformaciones y esfuerzos.
- Análisis de resultados.
- Comparación de resultados.

De la misma forma, para la planificación, seguimiento y evaluación del proyecto, se emplea la metodología de marco lógico (MML) ver Tabla 1

O.G	Diseñar de manera conceptual y preliminar del soporte estructural y la tapa de inspección del cono de cola de la aeronave Beechcraft B300.					
	Objetivos específicos	Resultados		Actividades	Autor	Tarea
O.E.1	Diseñar en CAD (diseño asistido por computadora) la tapa de inspección en material compuesto y el soporte estructural para la instalación de una antena UHF	R1.O.E.1	Modelamiento de la tapa de inspección mediante el software CATIA.	A1.R1.O.E.1	B.L	Discretización de dimensiones.
				A2.R1.O.E.1	D.MJ	Establecer el diseño final de la tapa de inspección con sus medidas correspondientes.
				A3.R1.O.E.1	D.M	Elaboración de planos en CATIA.
		R2.O.E.1	Modelamiento del refuerzo estructural original de la tapa de inspección mediante el software CATIA.	A1.R2.O.E.1	D.M	Discretización de dimensiones.
				A2.R2.O.E.1	B.L	Establecer el diseño final de la tapa de inspección con sus medidas correspondientes.
		R3.O.E.1	Modelamiento del soporte estructural de antena mediante el software CATIA.	A1.R3.O.E.1	D.MJ	Discretización de dimensiones.
				A2.R3.O.E.1	B.L	Establecer el diseño final del soporte estructural con sus medidas correspondientes.
				A3.R3.O.E.1	D.M	Elaboración de planos en CATIA.
		R.4.O.E.1	Elaboración del ensamble de la tapa de inspección, refuerzo estructural y el soporte de antena mediante la implementación del software CATIA.	A1.R4.O.E.1	D.M	Ensamble de la tapa de inspección y el soporte estructural.
				A2.R4.O.E.1	B.L	Ensamble de la tapa de inspección y el refuerzo estructural.
				A3.R4.O.E.1	D.MJ	Elaboración de planos en CATIA.

O.G	Diseñar de manera conceptual y preliminar del soporte estructural y la tapa de inspección del cono de cola de la aeronave Beechcraft B300.					
	Objetivos específicos	Resultados		Actividades	Autor	Tarea
		R.5.O.E.1	Guardar en el formato ".stp" para exportarlo al programa ANSYS.	A1.R5.O.E.1	D.MJ	Guardar los archivos en CATIA en el formato .stp
O.E.2	Simular en ANSYS las cargas estructurales que soporta la tapa de inspección y el soporte estructural de la antena bajo condiciones de aterrizaje de emergencia.	R1.O.E2	Simulación estático estructural del ensamble de la tapa de inspección con el refuerzo.	A1.R1.O.E.2	B.L	Definición de propiedades mecánicas de un material isotrópico (ALCLAD2024T3).
				A2.R1.O.E.2	D.MJ	Importación del ensamble en formato .stp
				A3.R1.O.E.2	D.M	Elaboración del mallado de la geometría.
				A4.R1.O.E.2	D.M	Verificación de la calidad de la malla según el espectro métrico de malla, basado en la calidad ortogonal.
				A5.R1.O.E.2	B.L	Asignación de cargas según FAR2.561
				A6.R1.O.E.2	D.MJ	Asignación de presión dinámica según velocidad máxima operativa y techo de vuelo.

O.G	Diseñar de manera conceptual y preliminar del soporte estructural y la tapa de inspección del cono de cola de la aeronave Beechcraft B300.					
	Objetivos específicos	Resultados		Actividades	Autor	Tarea
				A7.R1.O.E.2	D.MJ	Simulación de deformación total, equivalent stress (von-misses), equivalent strain (von-misses), para cada una de las cargas asignadas.
		R2.O.E.2	Simulación estático estructural del ensamble de la tapa de inspección en material compuesto con el soporte de antena y antena.	A1.R2.O.E.2	D.MJ	Definición de propiedades mecánicas y físicas de un material isotrópico (BMS 8-79 Style 7781 50" CL3 - Fiberglass Pre-Preg 250 Degree).
				A2.R2.O.E.2	B.L	Importación del ensamble en formato .stp
				A3.R2.O.E.2	D.M	Elaboración del mallado de la geometría.
					D.M	Verificación de la calidad de la malla según el espectro métrico de malla, basado en la calidad ortogonal.
					B.L	Asignación de cargas según FAR25.561
				A4.R3.O.E.2	D.M	Asignación de presión dinámica según velocidad máxima operativa y techo de vuelo.

O.G	Diseñar de manera conceptual y preliminar del soporte estructural y la tapa de inspección del cono de cola de la aeronave Beechcraft B300.					
	Objetivos específicos	Resultados		Actividades	Autor	Tarea
				A5.R3.O.E.2	B.L	Simulación de deformación total, equivalent stress (von-misses), equivalent strain (von-misses), para cada una de las cargas asignadas.
O.E.3	Analizar los datos obtenidos en el programa ANSY versus estudios realizados y teorías sobre el tema.	R1.O.E3	Análisis estático estructural del ensamble de la tapa de inspección con el refuerzo.	A1.R1.O.E.3	B.L	Solución de la simulación en ANSYS mediante el módulo "solution".
				A2.R1.O.E.3	D.MJ	Recolección de los resultados obtenidos mediante el módulo "results" en el software ANSYS.
				A3.R1.O.E.3	D.M	Tabulación de los datos en Excel teniendo en cuenta las diferentes cargas aplicadas al ensamble de la tapa de inspección con el refuerzo.
				A4.R1.O.E.3	D.M	Interpretación de los datos tabulados.
				A5.R1.O.E.3	B.L	
				A6.R1.O.E.3	D.MJ	

O.G	Diseñar de manera conceptual y preliminar del soporte estructural y la tapa de inspección del cono de cola de la aeronave Beechcraft B300.					
	Objetivos específicos	Resultados		Actividades	Autor	Tarea
		R2.O.E.3	Análisis estático estructural del ensamble de la tapa de inspección en material compuesto con el soporte de antena y antena.	A1.R2.O.E.3	D.MJ	Solución de la simulación en ANSYS mediante el módulo "solution".
				A2.R2.O.E.3	B.L	Recolección de los resultados obtenidos mediante el módulo "results" en el software ANSYS.
		R2.O.E.3	Análisis estático estructural del ensamble de la tapa de inspección en material compuesto con el soporte de antena y antena.	A3.R2.O.E.3	D.M	Tabulación de los datos en Excel teniendo en cuenta las diferentes cargas aplicadas al ensamble de la tapa de inspección con el refuerzo.
				A4.R2.O.E.3	D.M	Interpretación de los datos tabulados.
					B.L	
					D.M	
		R3.O.E.3	Comparación y conclusiones de los resultados obtenidos.	A1.R3.O.E.3	B.L	Comparación de los datos obtenidos producto de la simulación del ensamble de la tapa de inspección con el refuerzo versus el ensamble de la tapa de inspección en material compuesto con el soporte de antena y antena.

O.G	Diseñar de manera conceptual y preliminar del soporte estructural y la tapa de inspección del cono de cola de la aeronave Beechcraft B300.					
	Objetivos específicos	Resultados		Actividades	Autor	Tarea
				A2.R3.O.E.3	D.M	Cálculo según teoría de laminado en naturaleza de la orientación de las fibras de vidrio empleadas en la tapa de material compuesto.
				A3.R3.O.E.3	D.MJ	Elaboración de conclusiones.

Tabla 1. Metodología de Marco Lógico.

Donde las abreviaturas significan lo siguiente:

O.G.: Objetivo General.

O.E.: Objetivo Específico.

R.: Resultado.

A.: Actividad.

B.L.: Brian Ladino.

D.M.: Daniel Mora.

D.MJ.: Daniel Mejía.

Capítulo 3

Marco Teórico

Es necesario tener en cuenta qué es una aeronave, como se clasifican y en que medio operan estas. Por esto, se tienen en cuenta las definiciones y conceptos que brinda Antonio Creus Sole en su libro *Iniciación a la Aeronáutica*.

Las aeronaves se clasifican en más ligeros que el aire y más pesados que el aire. Los más ligeros que el aire (aerostatos) contienen un gas (hidrogeno, helio, aire caliente) que les proporciona sustentación. Son:

Globos: Que flotan en el aire sin dirección, sometidos al capricho de los vientos y los dirigibles dotados de motor y timones que pueden maniobrarse en todas las direcciones (CREUS, *Iniciación a la aeronautica*, 2010).



Figura 1. Globos aerostáticos. Fuente: CREUS (2010)

Los más pesados que el aire (aerodinos) son:

Alas fijas: que aseguran la suficiente sustentación por la acción dinámica del aire sobre

unos planos fijos y se clasifican en:

Avión: dotado de un fuselaje, alas empenaje, timones y uno o varios motores que impulsan el aparato.

Planeador: que no se dispone de motor y es remolcado hasta una cierta altura. El piloto para mantenerse en el aire, busca ascensiones cuya velocidad vertical sea mayor que la de descenso del aparato.

Ultraligero: avión de un peso máximo limitado, de chasis tubular, con alas recubiertas de tela o bien de material compuesto, que puede ser de dos o tres ejes de mando, o tener el chasis suspendido del ala (modelo pendular). (CREUS, Iniciación a la aeronáutica, 2010)

Alas rotatorias: que disponen de palas giratorias que actúan como alas proporcionando la sustentación y que se clasifican en:

Autogiro: que asegura la sustentación con una hélice de gran diámetro que gira libremente por la acción del aire de la marcha.

Helicóptero: que se sostiene por una hélice de gran diámetro, que actúa como un ala y es accionada por un motor.

Rotor inclinable: que combina dos hélices inclinables para la suspensión y la propulsión. En vuelo vertical las hélices actúan como las palas de un helicóptero y, a medida que se van inclinando hacia adelante, el aparato gana velocidad hasta convertirse en un avión. (CREUS, Iniciación a la aeronáutica, 2010)

Es relevante conocer en qué medio opera una aeronave y cuál es la composición del mismo, por tal motivo, es inevitable hablar de aerodinámica:

Aire: es el fluido en el que se mueve el avión. Los gases que componen el aire son O₂, N₂, CO₂, y otros gases nobles en muy pequeña proporción. El aumento de temperatura

incrementa la energía de las moléculas de los gases, de tal modo que aumenta su volumen.

La presión influye también en el volumen ocupado por el aire. Un aumento de presión reduce el volumen, mientras que una disminución de presión lo aumenta. La presión, el volumen y la temperatura del aire se influyen mutuamente, según las siguientes fórmulas básicas que los relacionan (CREUS, Iniciación a la aeronáutica, 2010):

$$\frac{\textit{Presión} * \textit{volumen}}{\textit{Temperatura absoluta}} = \textit{Constante}$$

Ecuación 1. Ecuación de los gases perfectos

$$\textit{Presión} * \textit{volumen} = \textit{Constante}$$

Ecuación 2. Ley de Boyle-Mariotte

El avión vuela en el seno del aire en condiciones de presión, temperatura y volumen que cambian durante el vuelo, lo que dificulta la comparación de las características de los diferentes modelos de aviones y sus actuaciones (rendimiento). Por este motivo se ha creado una definición de atmósfera tipo estándar (CREUS, Iniciación a la aeronáutica, 2010)

De la misma forma, es debido conocer los materiales que se utilizaban en los orígenes de la aviación, tales como madera, acero y telas. Pero, el uso de este tipo de elementos representaba una serie de inconvenientes:

En la tela se condensa la humedad ambiental al aumentar la altitud de vuelo. Dicha humedad, ya en tierra, puede producir que la tela se pudra. Además, la tela tiene una capacidad para soportar cargas muy limitada.

La madera también presenta problemas debido a la humedad. No sólo puede pudrirse: además, la humedad hace que se deforme.

El acero es un material muy denso. (García-Cuevas González, Carreres Talens, & Tiseira Izaguirre, s.f.)

En la actualidad, la mayor parte de la estructura está fabricada en metal. De entre todas las aleaciones utilizables, las aleaciones ligeras de aluminio son las más importantes. Tienen una resistencia específica elevada y una baja densidad. Otros materiales, como el acero o el titanio, requieren (en general) de un mayor peso estructural para soportar los mismos esfuerzos que el aluminio. Cada vez se utilizan más, además, los materiales compuestos están formados por láminas de tejido (generalmente fibra de carbono) unidas por una matriz de resina (generalmente resina epoxi). El material compuesto es extremadamente ligero y puede permitir reducir el peso de la estructura, pero tiene problemas de resistencia a impacto. (García-Cuevas González, Carreres Talens, & Tiseira Izaguirre, s.f.)

3.1 MATERIALES COMPUESTOS

3.1.1. ¿Qué son los materiales compuestos?

Los materiales compuestos son combinaciones macroscópicas de dos o más materiales diferentes que poseen una interfase discreta y reconocible que los separa. Debido a ello, son heterogéneos (sus propiedades no son las mismas en todo su volumen). Si bien algunos materiales compuestos son naturales (como la madera o el hueso), la gran mayoría de los materiales compuestos utilizados en la actualidad son diseñados y “fabricados” por el

hombre.

Los materiales de esta familia surgen de la necesidad de obtener materiales con una combinación de propiedades que difícilmente se encuentren en los cerámicos, los plásticos o los metales. Por ejemplo, en la industria del transporte son necesarios materiales ligeros, rígidos, resistentes al impacto y que resistan bien la corrosión y el desgaste, propiedades éstas que rara vez se dan juntas; por lo que se “diseña” un material según la aplicación para la cual se necesitan. A pesar de haberse obtenido materiales con unas propiedades excepcionales, utilizar estos materiales en aplicaciones prácticas no siempre es factible dado que se trata, en general, de materiales caros, de difícil fabricación. Una característica de todos los materiales compuestos es que, en cada uno de ellos, se pueden distinguir dos componentes bien diferenciados: la matriz y el refuerzo o fase discontinua. (STUPENENGO, Materiales y materias primas, 2011)

Matriz

La matriz es la fase continua en la que el refuerzo queda “embebido”. Tanto materiales metálicos, cerámicos o resinas orgánicas pueden cumplir con este papel. A excepción de los cerámicos, el material que se elige como matriz no es, en general, tan rígido ni tan resistente como el material de refuerzo. (STUPENENGO, Materiales y materias primas, 2011)

La función de la matriz en el material compuesto, en relación con las fibras, es, además de protegerlas contra las condiciones ambientales o agentes mecánicos que pudieran dañarlas o desgastarlas, permitir la transferencia de tensiones entre ellas, en esfuerzos de tracción, y soportarlas, para evitar su pandeo, a fin de que puedan trabajar con la resina, en los esfuerzos de compresión. En consecuencia, la resina es determinante en la resistencia a

compresión del fibroplástico y muy importante en los esfuerzos cortantes. (Escudero López, 2001)

Existen diferentes tipos de matrices según los objetivos y propósitos que se deseen alcanzar:

Compuesto de matriz polimérica: son los más comunes. También se los conoce como polímeros (o plásticos) reforzados con fibras. La matriz es un polímero y una variedad de fibras, tales como las de vidrio, las de carbono o las aramídicas, se utilizan como refuerzo.

Compuesto de matriz metálica: se utilizan cada vez más en la industria automotriz. Estos materiales están formados por metales “livianos” como el aluminio como matriz y fibras de refuerzo como las de carburo de silicio.

Compuesto de matriz cerámica: se utilizan en aplicaciones de alta temperatura. Estos materiales están formados por una matriz cerámica y un refuerzo de fibras cortas, o whiskers de carburo de silicio o nitruro de boro. (STUPENENGO, Materiales y materias primas, 2011)

Refuerzo

El refuerzo puede ser en forma de partículas o de fibras. Como regla general, es más efectivo cuanto menor tamaño tienen las partículas y más homogéneamente distribuidas están en la matriz o cuando se incrementa la relación longitud/diámetro de la fibra. Si bien, como veremos más adelante, los materiales de refuerzo pueden presentarse en forma de partículas en un amplio grupo de materiales compuestos, los más numerosos y ampliamente utilizados son aquellos reforzados con fibras. En la mayoría de los compuestos reforzados con fibras, éstas son resistentes, rígidas y de poco peso. Si el compuesto debe ser utilizado a temperaturas elevadas, también la fibra deberá tener una temperatura de fusión alta. Por

lo que la resistencia específica y el módulo específico de la fibra son características importantes.

$$\frac{\sigma_y}{\rho} = \text{Resistencia específica}$$

Ecuación 3. Resistencia específica.

$$\frac{E}{\rho} = \text{Módulo específico}$$

Ecuación 4. Módulo de elasticidad específico

Donde σ_y es el esfuerzo de cedencia, ρ es la densidad y E el módulo de elasticidad. (STUPENENGO, Materiales y materias primas, 2011)

Para la elaboración de materiales compuestos avanzados, existen cuantiosas fibras que se pueden emplear en función de la naturaleza de las cargas a tolerar. En la industria aeronáutica, por lo general se utilizan refuerzo de carbono, arámida y vidrio.

Fibra de carbono: La fibra de carbono es muy utilizada en aplicaciones estructurales donde se requieren altas resistencias a la fatiga o en aquellas situaciones en la que es necesario un buen comportamiento mecánico bajo condiciones estáticas. Entre las principales características que presenta la fibra de carbono se encuentra la baja densidad, estabilidad dimensional, estabilidad química y biológica, alta resistencia a la fatiga y una elevada resistencia a la corrosión. (GARCÍA , ANALISIS DE LAMINADOS DE MATERIALES COMPUESTOS CON PRECARGA EN SU PLANO Y SOMETIDOS A IMPACTO, 2007)

Fibra de vidrio: Es uno de los refuerzos más utilizados en la fabricación de materiales compuestos en aplicaciones industriales, debido a su alta disponibilidad, bajo

costo y sus buenas propiedades mecánicas. Estos materiales presentan una serie de características que se presentan a continuación y que les permite ser ampliamente utilizadas: la resistencia mecánica específica es alta, gran aislante eléctrico, alta estabilidad dimensional, poco sensible a cambios térmicos, buena disposición a recibir diversos ensamajes, gran capacidad de asociación a diversas resinas sintéticas y matrices minerales, inerte a la acción biológica, baja conductividad térmica y gran estabilidad química. (GARCÍA, ANALISIS DE LAMINADOS DE MATERIALES COMPUESTOS CON PRECARGA EN SU PLANO Y SOMETIDOS A IMPACTO, 2007)

Laminado

Laminados, o estructuras laminadas, consisten en capas sucesivas de fibras impregnadas de resina en una orientación. La designación de los laminados se fabrica según la disposición de las capas y la orientación de la misma con relación con el eje de referencia. (PEREIRA, s.f.) ver (Figura 2)

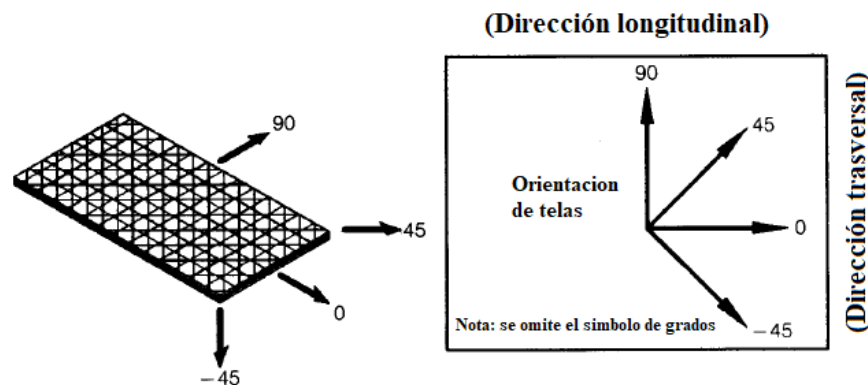


Figura 2. Estructura típica laminado. Fuente: Composite Airframe Structures(1992) (traducido del inglés por el autor)

Su designación puede variar según diferentes fabricantes y autores de textos relacionados acerca de laminado de materiales compuestos, a continuación, las designaciones más comunes de los laminados ver (Figura 3)

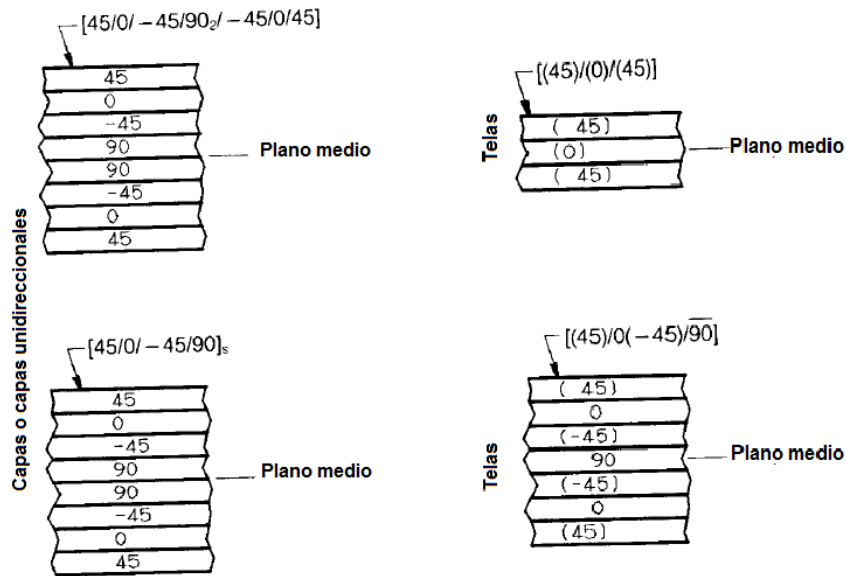


Figura 3. Código de orientación del laminado. Fuente: Composite Airframe Structure (1992) (traducido del inglés por el autor)

Cada tela del laminado se designa por su grado de orientación omitiendo el signo $^{\circ}$, cada tela se separa una de la adyacente por medio de los /, en casos donde existan más de una lámina con el mismo grado de manera continua se adiciona un sub índice con el número de telas dispuestas en esas misma orientación, el conjunto del laminado total en encerrado en corchetes [] y en los casos en los cuales el laminado sea simétrico, es indicado con un sub índice de la letra "s" fuera de los corchetes denotando de esta manera que se trata de un laminado simétrico desde su centro.

Al igual que en el estudio y análisis de la mecánica de materiales se consideran diferentes tipos de material según sus propiedades físicas y comportamiento al ser sometidos a algún tipo de carga, “ Un material homogéneo tiene las mismas propiedades físicas y mecánicas en todo su volumen, y un material isotrópico tiene estas mismas propiedades en todas las direcciones ... los materiales anisótropos como la madera tienen propiedades distintas en diferentes direcciones” (Russell, 2011). Basado en el fundamento anterior claramente se entiende que para el caso de los laminados de materiales compuestos no pertenecen a la categoría de materiales isotrópicos y por el contrario se habla de ortotrópicos, un material es ortotrópico cuando sus propiedades mecánicas o térmicas son únicas e independientes en tres direcciones perpendiculares entre sí; por lo anterior se puede deducir que existen casos de conformación de un laminado en el cual se puedan utilizar materiales isotrópicos como una lámina de aluminio y esté cubierta con telas de fibra de vidrio siendo este último el material ortotrópico y conformarían entre ambos un laminado tipo sándwich.

En el proceso de producción actual en la industria en general, se desarrolla según los requerimientos de diseño de los productos, por tal motivo deben ser considerados el tipo de material a utilizar, la planeación y elección del tipo de materiales es fundamental en este proceso de fabricación ya que elegir los materiales correctos da como resultado un producto eficiente, funcional y de buena calidad, el material compuesto se fabrica para cierto propósito, por ejemplo: si en las aeronaves se debe cubrir un motor a reacción se necesita que el material que contenga y proteja al motor, que no solo sea un material altamente resistente si no también que sea liviano y que además tenga muy buenas propiedades térmicas, que soporte las altas temperaturas a las que se va a ver expuesto y que a su vez resista los fenómenos de la corrosión y otros aspectos ambientales y situacionales. Con el ejemplo anterior vemos la utilidad del avance en este campo del conocimiento para satisfacer las necesidades que hoy en día demandan la industrias en general.

La variedad y versatilidad de matrices, núcleos, fibras, adhesivos y componentes que hacen parte del global de los materiales compuestos, como por ejemplo lo son los tejidos/refuerzos textiles de diferentes compuestos estructurales usados en aplicaciones aeroespaciales, militares, de transporte e industriales.

Los refuerzos tejidos son el resultado de al menos dos hilos que se entrelazan a 0° (la urdimbre) y a 90° (la trama), ver (Figura 4) en los que el estilo del tejido varía según el rendimiento requerido. Los refuerzos tejidos están disponibles en una amplia gama de patrones textiles, incluidos liso, sargado y satinado. Los refuerzos tejidos son fáciles de usar, proporcionan buena moldabilidad y formabilidad y son atractivos. (HEXCEL®, 2019)

El análisis macromecánico es el realizado a toda una capa de un laminado que está sujeto a esfuerzos, en este caso el laminado es de un material compuesto como la fibra de vidrio simétrica, ver (Figura 5)

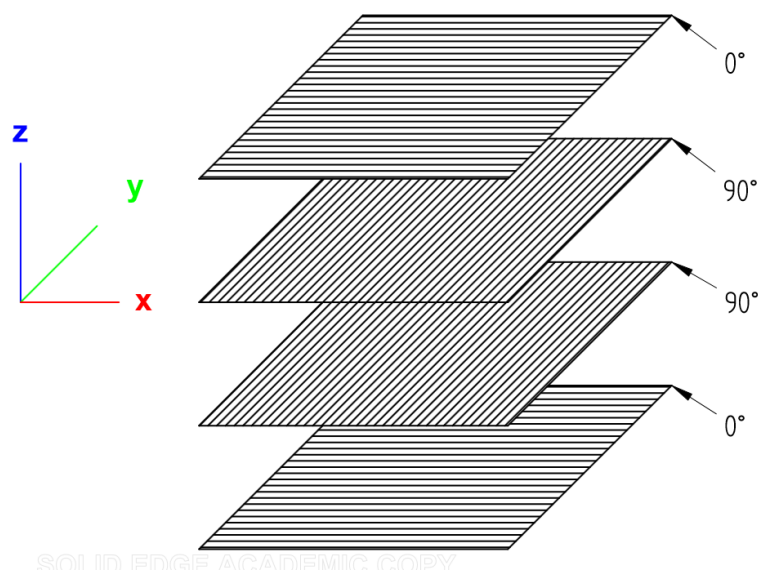


Figura 4. Ejemplo orientación de fibras. Fuente: Propia del autor.

de material compuesto) citado anteriormente, encontramos el capítulo 7: Prácticas de diseño de laminados, en el cual el autor indica la matemática matricial fundamental para el cálculo de las tensiones y deformaciones de un laminado. Ver (Ecuaciones 5-9)

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \gamma_3 \end{bmatrix}$$

Ecuación 5. Ley de Hooke Generalizada en forma de matriz.

donde,

$\sigma_1 =$ Esfuerzo en x	$Q_{ij} =$ Matriz de Rigidez	$\varepsilon_1 =$ Deformación en x
$\sigma_2 =$ Esfuerzo en y		$\varepsilon_2 =$ Deformación en y
$\sigma_3 =$ Esfuerzo en z		$\varepsilon_3 =$ Deformación en z
$\sigma_4 =$ Esfuerzo en xy		$\gamma_1 =$ Deformación en xy
$\sigma_5 =$ Esfuerzo en xz		$\gamma_2 =$ Deformación en xz
$\sigma_6 =$ Esfuerzo en yz		$\gamma_3 =$ Deformación en yz

Para un estado de esfuerzo plano la matriz de rigidez reducida es la siguiente y obtenemos solo 4 constantes elásticas independientes

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_6 \end{bmatrix}$$

Ecuación 6. Matriz de rigidez reducida.

Es necesario tener un sistema de coordenadas denominado T

$$[T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & (m^2 - n^2) \end{bmatrix}$$

Ecuación 7. Sistema de coordenadas

Donde $m = \cos(\theta)$; $n = \sin(\theta)$ y θ es el ángulo de orientación de la lámina.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}_{Local} = [T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_{Global} \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_{Global} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{bmatrix}_{Local}$$

Ecuación 8. Tensiones que actúan en la lámina

Con la matriz de rigidez reducida transformada podemos calcular los esfuerzos y deformaciones en el sistema global, donde \bar{Q} = Rigidez transformada.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_{Global} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}_{Global}$$

Ecuación 9. Matriz de rigidez reducida transformada.

El procedimiento del cálculo de los materiales compuestos en cualquiera dimensión los detalla paso a paso trabajo presentado por la Universidad Federal de Santa Catalina (PEREIRA, s.f.) ver (Ecuaciones 10-18)

Paso 1: Hallar las propiedades elásticas de la lámina ortotrópica.

Paso 2: Calcular la matriz de rigidez reducida de una lámina en relación del sistema local de coordenadas de la siguiente manera:

$$[Q]_{Local} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}$$

Ecuación 10. Matriz de Rigidez Reducida local.

Paso 3: Calcular la matriz de rigidez reducida transformada de cada lámina en relación al sistema global de coordenadas:

$$[\bar{Q}]_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}$$

Ecuación 11. Matris de rigides reducida transformada para una tela k.

Paso 4: Calcular las sub-matrices A, B y D de la matriz de rigidez del laminado en relación al sistema global de coordenadas

$$[A] = \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]_k = (h_k - h_{k-1})$$

Ecuación 12. Submatriz A.

$$[B] = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]_k = (h_k^2 - h_{k-1}^2)$$

Ecuación 13. Submatriz B.

$$[D] = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n [\bar{Q}]_k = (h_k^3 - h_{k-1}^3)$$

Ecuación 14. Submatriz D.

Donde h es el espesor de cada lámina.

Paso 5: Calcular las deformaciones en el plano medio y las curvaturas en relación al sistema global de coordenadas.

$$\begin{bmatrix} [\varepsilon_0] \\ [K] \end{bmatrix}_{Global} = \begin{bmatrix} [A'] & [B'] \\ [C'] & [D'] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} [N] \\ [M] \end{bmatrix}$$

Ecuación 15. Ecuación comportamiento global de un laminado.

Paso 6: Calcular las tensiones que actúan en una dada lámina k en relación al sistema global de coordenadas:

$$[\sigma]_{Global}^k = [\bar{Q}]_{Global}^k [[\varepsilon_0]_{Global} + z[K]_{Global}]$$

Ecuación 16. Cálculo de tensiones de una lámina en relación a la global.

Paso 7: Calcular las tensiones que actúan en una lámina k en relación al sistema local de coordenadas.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix}_{Local} = [T] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}$$

Ecuación 17. Tensiones de una lámina en relación al sistema local.

3.4 Marco Legal

3.4.1 Regulación Federal FAR 25.561.

En cumplimiento con las regulaciones establecidas por la autoridad aeronáutica que rige y expide el certificado Tipo de la aeronave Beechcraft B300 se informa lo siguiente:

Titulo 14 – Aeronáutica y Espacio, Capítulo I – Administración Federal de Aviación, Departamento de Transporte. Subcapitulo C – AERONAVE, Parte 25 – Aeronavegabilidad Estándar: Aeronaves Categoría Transporte.

Subparte C – Estructura, Subgrupo – Condiciones de Aterrizaje de emergencia

Sección 25.561 - General. Fecha enero 1, 2002

(a) La aeronave, aunque puede dañarse en condiciones de aterrizaje de emergencia en tierra o agua, debe diseñarse según lo prescrito en esta sección para proteger a cada ocupante en esas condiciones. (b) La estructura debe estar diseñada para dar a cada ocupante todas las posibilidades razonables de escapar de lesiones graves en un aterrizaje forzoso menor cuando –(...) (3) El ocupante experimenta las siguientes fuerzas de inercia finales que actúan por separado en relación con el entorno estructura:

(i) Hacia arriba, 3.0 g

(ii) Delantero, 9.0g

(iii) de lado, 3.0 g en el fuselaje

y 4.0 g en los asientos y sus accesorios.

(iv) Hacia abajo, 6.0 g

(v) Hacia atrás, 1.5 (Code of Federal Regulations, 2019)

Además, se tiene en cuenta las consideraciones estructurales en los procesos de diseño dispuestas en Advisory Circular (Circular de advertencia en español) AC No: 43.13-2B Acceptable Methods, Techniques, and Practices – Aircraft Alterations (Métodos, técnicas y prácticas aceptables - Alteraciones de aeronaves, en español) (U.S Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2019)

Caso de estudio y modelamiento computacional

4.1 Dimensionamiento y herramientas.

Con previa autorización del personal de mantenimiento y el propietario de la aeronave Beechcraft B300, se realiza la caracterización y dimensionamiento, utilizando instrumentos de medición previamente calibrados por los talleres de mantenimiento debidamente certificados para tal fin. La herramienta empleada en este proyecto se muestra en la siguiente (Tabla 1)

HERRAMEIENTA EMPLEADA					
No.	DESCRIPCIÓN	CANTIDAD	FABRICANTE	CATALOGO	REFERENCIA / PN.
1	Ultratest® Steel Rulers	2	Ultratest®	USATCO	645
2	Protractor & Depth Gauge	1	USATCO	USATCO	19
3	Lufkin® P1000 Tape Measures	2	LUFKIN	USATCO	PHV1425
4	Fowler® IP54 Digital Micrometers	1	Fowler®	USATCO	P54-860-001
5	Fowler® Digital Calipers	1	Fowler®	USATCO	P54-100-004
6	Dividers & Calipers	2	USATCO	USATCO	450-6
7	SPI® Machinist Squares & Sets	1	SPI®	USATCO	13-626-7
8	Flat Tip .040" Instinct® Soft Grip Green Screwdriver	1	Instinct®	SNAP ON	SGD4BG
9	8-3/4" Ratcheting Standard Screwdriver	1	SNAP ON	SNAP ON	SSDMR4BHV
10	Niton Apollo Handheld LIBS Analyzer	1	THERMOFISHER SCIENTIFIC	THERMOFISHER SCIENTIFIC	NITON APOLLO

Tabla 2. Herramienta empleada. Fuente: Catálogos USATCO ® y SNAP-ON ®.(2019)

Con la herramienta utilizada en la Tabla 2 se recolectan los datos necesarios para el dimensionamiento de la tapa de inspección original de la aeronave y así recrear la estructura en el software de diseño asistido por computadora. La tapa en su parte interna tiene un ángulo extruido

remachado en el eje longitudinal el cual le brinda rigidez y sirve como refuerzo estructural como se muestra la (Figura 6 y Figura 7)

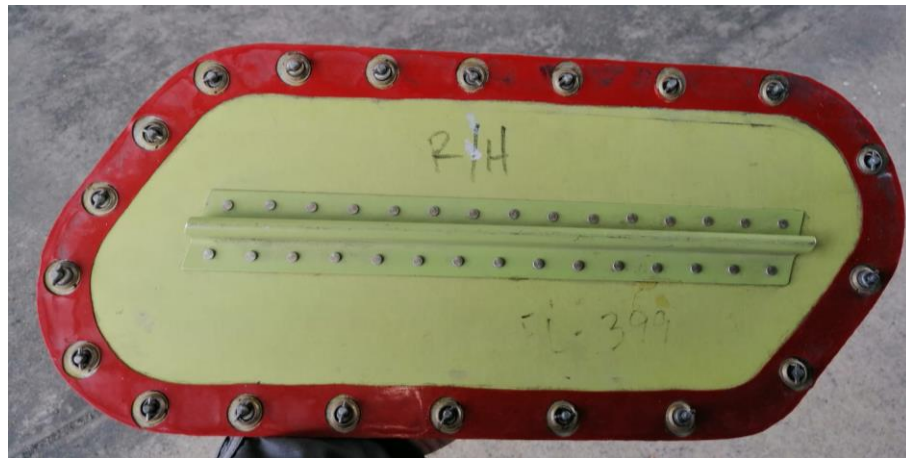


Figura 6. Tapa de inspección vista lateral izquierda. Fuente: Propia del autor.



Figura 7. Tapa de inspección vista frontal. Fuente: Propia del autor.

Una vez tomadas las dimensiones de la tapa de inspección, se establece el diseño final de la tapa de inspección con sus medidas correspondientes.

Igualmente, se hizo la respectiva investigación sobre el diseño óptimo del sistema anti incendios, con su reglamentación para combustibles de aviación y su contra indicación

4.2 Caracterización del material

Basado en el Catálogo Ilustrado de Partes CHAPTER 53-30-00 Page 2 ver (Figura 8) de la aeronave se establece el ítem 3 es la tapa de inspección y el material con el cual está construida la tapa de inspección es de ALCLAD 2024-T3 cal 0.050 pulgadas.

4.2.1 Propiedades tapa original y refuerzo.

Utilizando el instrumento Fowler® Digital Calipers se obtiene la medida real del calibre del refuerzo el cual es de 0.127 mm y el calibre de la lámina de aleación es de 0.050 pulgadas, pero en este catálogo no se especifica el tipo de material del refuerzo que tiene remachado en la parte interna, por lo cual es necesario acudir a una prueba no destructiva, implementando PMI (por sus siglas en inglés: Positive Material Identification).

Una vez realizada la prueba en el refuerzo se obtiene que el material es del mismo tipo que el de la tapa de inspección ALCLAD 2024-T3.

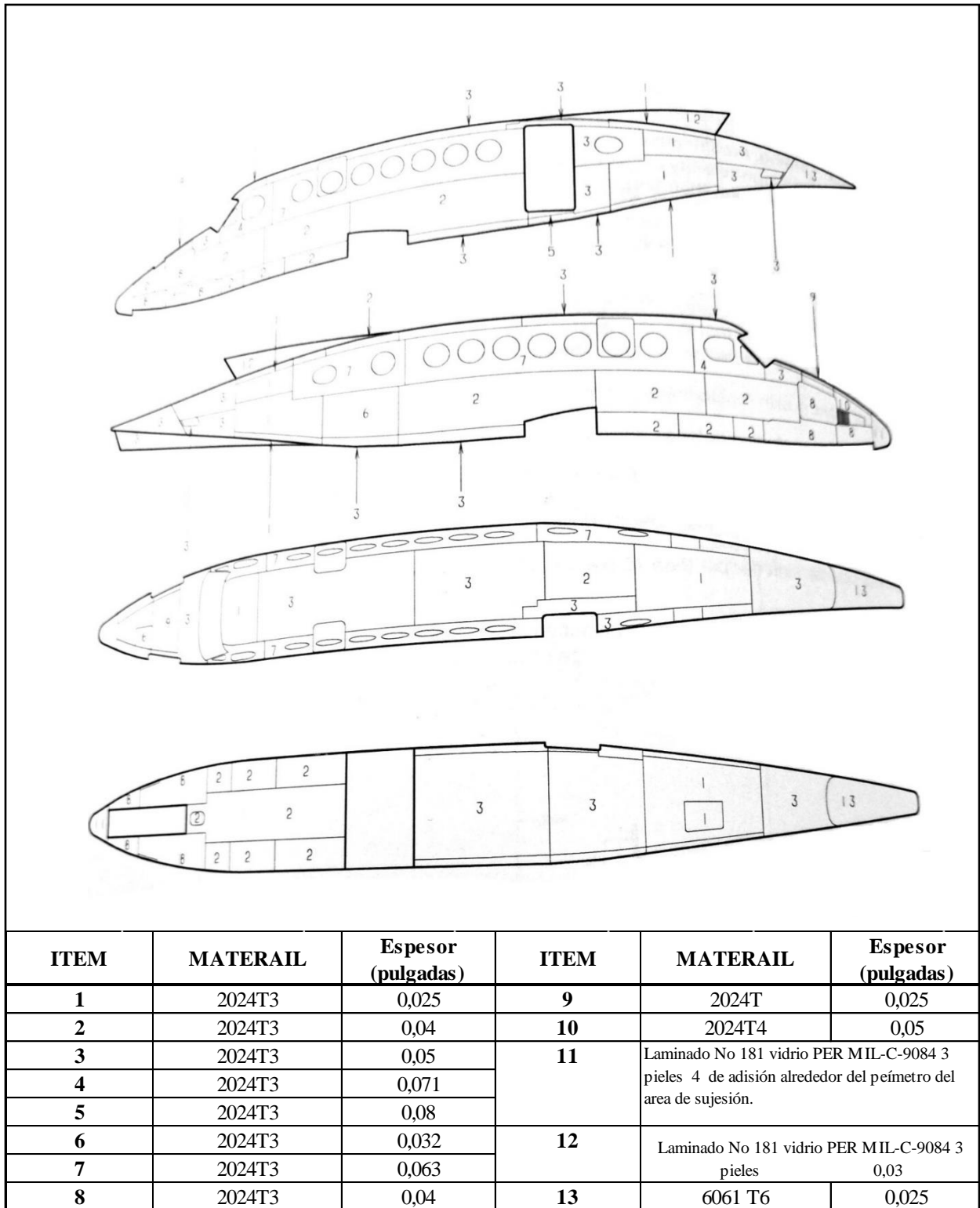


Figura 8. Espesores de la piel del fuselaje. Fuente: Cat3logo de partes ilustradas CHAPTER 53-30-00 Page 2. (traducido del ingl3s y modificado por autor)

4.2.2. Propiedades de la tapa en compuesto

Al considerarse reemplazar la tapa de inspección de ALCLAD 2024T-3 a ser fabricada en material compuesto, se evalúa el tipo de tela, resina y método de fabricación más adecuado para solucionar la pregunta problema planteada anteriormente. Se tiene claro que el laminado no debe crear interferencia con la señal emitida por la antena, por ello se elige la fibra vidrio BMS 8-79 Style 7781 50" CL3 - Fiberglass Pre-Preg 250 Degree del fabricante HEXCEL, el cual es un tejido preimpregnado 8 de dureza satinada, de alta resistencia con una mayor tenacidad a la fractura y buenas propiedades adhesivas, con propiedades auto extingüibles, certificado MIL-R-9300, Type 1, Grade O, Form B que se clasifica en categoría clase 3: Radar Frecuencia apta para dicho propósito.

4.3 Elaboración tapa original y refuerzo en CATIA

Con los datos obtenidos inicialmente (longitud, radios, espesor, diámetros de los orificios, tipo de sujetadores, espesores de lámina, curvatura del fuselaje en la tapa, distancia de borde y distancia entre filas de los remaches) se procede a realizar el modelamiento de la tapa de inspección original (Figura 10) y el refuerzo (Figura 11) en el software CATIA. Es necesario el diseño del refuerzo pues se encuentra remachado a la tapa original, aportándole rigidez y evitando que la tapa sufra algún tipo de flexión durante su operación normal de vuelo.

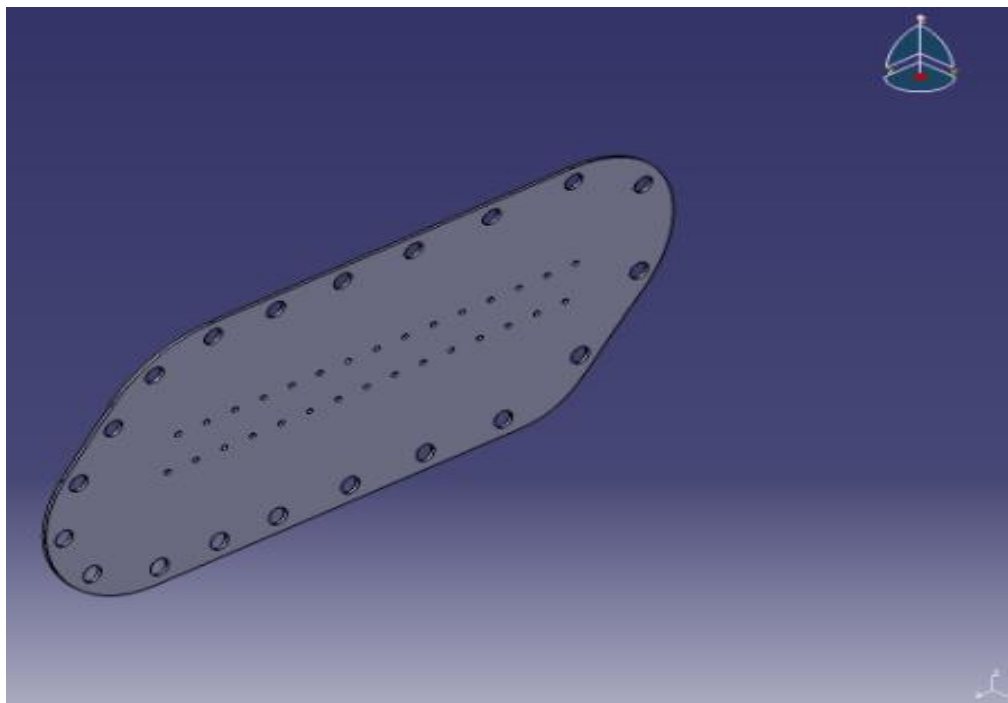


Figura 9. Tapa de inspección original. Fuente: Propia del autor.

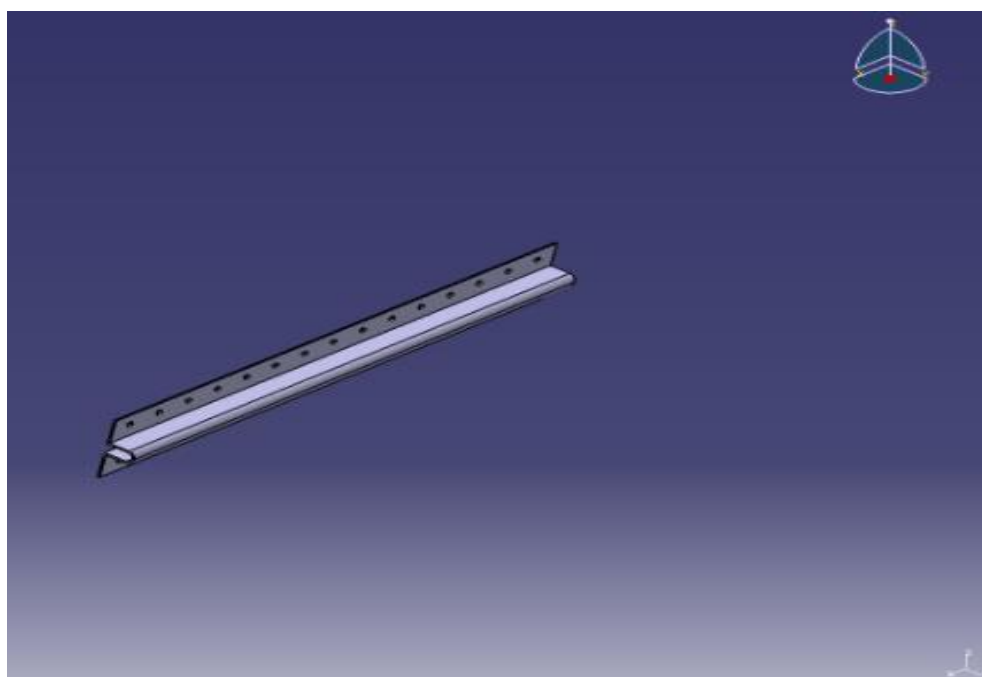


Figura 10. Refuerzo de tapa de inspección. Fuente: Propia del autor.

4.3.1. Planos tapa de inspección original y refuerzo.

VER ANEXO 1 (TAPA DE INSPECCIÓN ORIGINAL)

VER ANEXO 2 (REFUERZO ESTRUCTURAL)

4.4. Elaboración soporte antena CATIA

Se considera pertinente elaborar el soporte de la antena en el mismo material que la tapa original de inspección ALCLAD 2024-T3, (Ver APENDICE 1. Propiedades mecánicas del ALCLAD 2024T-3) ya que esta aleación es comúnmente utilizada en la industria aeronáutica debido a sus buenas propiedades mecánicas, bajo peso y comercialmente de fácil adquisición. Este soporte está diseñado teniendo en cuenta el espacio disponible dentro del cono de cola lado derecho de la aeronave para que al ser instalada la antena no tenga contacto con los diferentes componentes que se encuentran instalados en esta zona, como guayas y cableado que se dirige al empenaje; su diseño también permite la posibilidad de rotación la posición de la antena de 0 a 30 grados con el fin de que se pueda direccionar la señal de la antena y que en vuelo esta señal sea transmitida en dirección al terreno. Además, la configuración del soporte permite el paso del cable coaxial que es conectado a la antena y este orificio a su vez facilita que pueda ser conectado y desconectado cuando se desee instalar o desinstalar la antena de la aeronave.

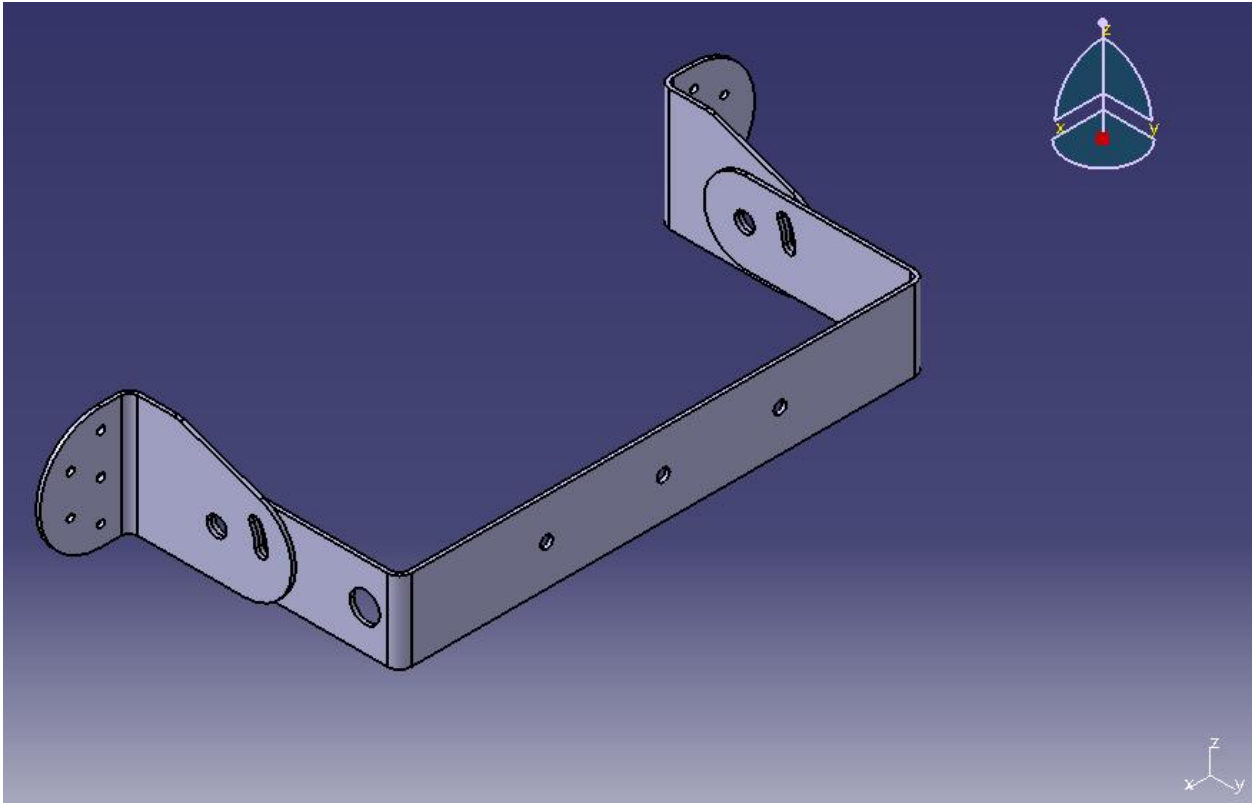


Figura 11. Soporte de antena. Fuente: Propia del autor.

4.4.1. Planos del soporte antena.

VER ANEXO 3 (BARRA SOPORTE ANTENA)

VER ANEXO 4 (ALETA SOPORTE ANTENA) este plano aplica para las dos aletas de soporte, la izquierda y la derecha conservando la orientación de la antena.

4.5. Elaboración tapa de inspección en material compuesto en CATIA.

La tapa de inspección elaborada en material compuesto, tiene las mismas dimensiones que la tapa original de inspección. Sin embargo, no tiene los mismos orificios remachados a lo largo de la tapa, pues esta nueva tapa de inspección es la que soportara la antena y para eso se generan nuevos orificios.

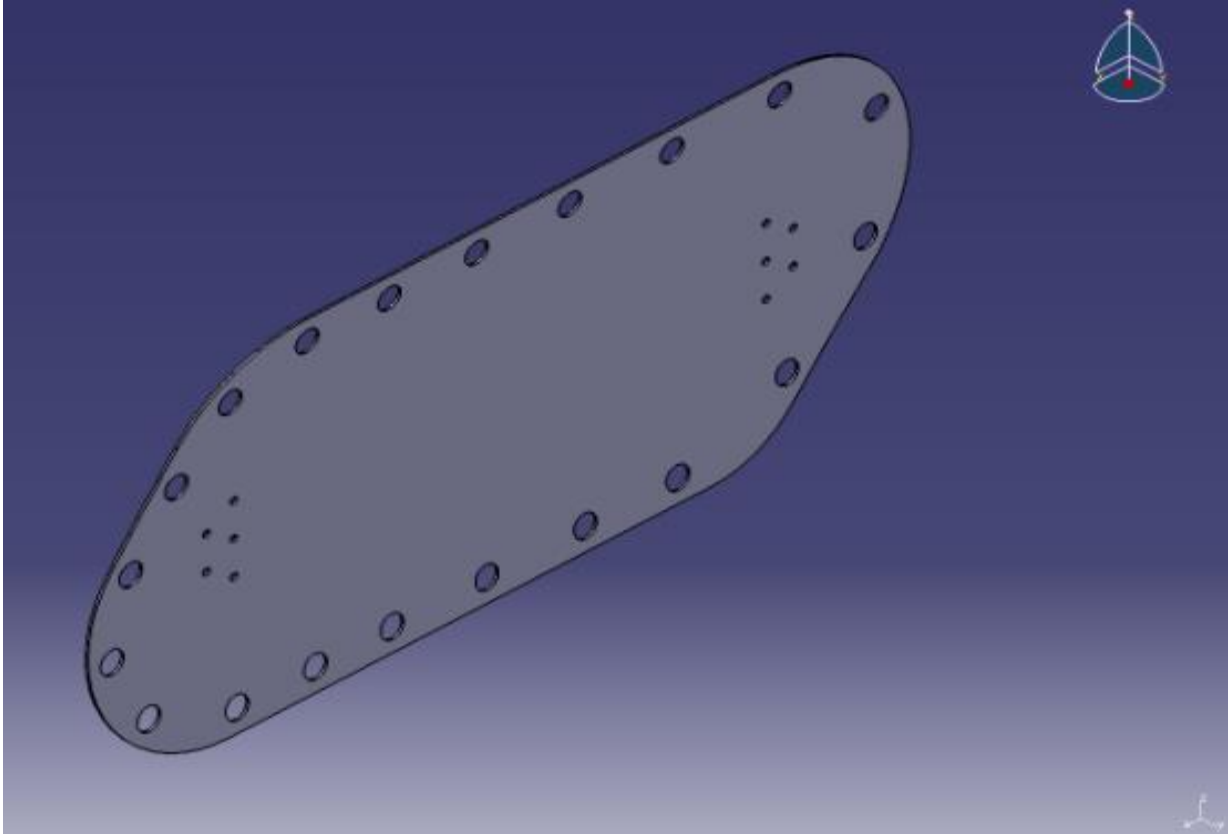


Figura 12. Tapa de inspección para material compuesto. Fuente: Propia del autor.

4.5.1. Plano tapa de inspección en material compuesto.

4.5.2 Elaboración de antena en CATIA.

La antena está fabricada en material Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS), pero para el desarrollo del presente proyecto no se tienen en cuenta las propiedades mecánicas del mismo, únicamente se tienen en cuenta las dimensiones de la antena y su peso.

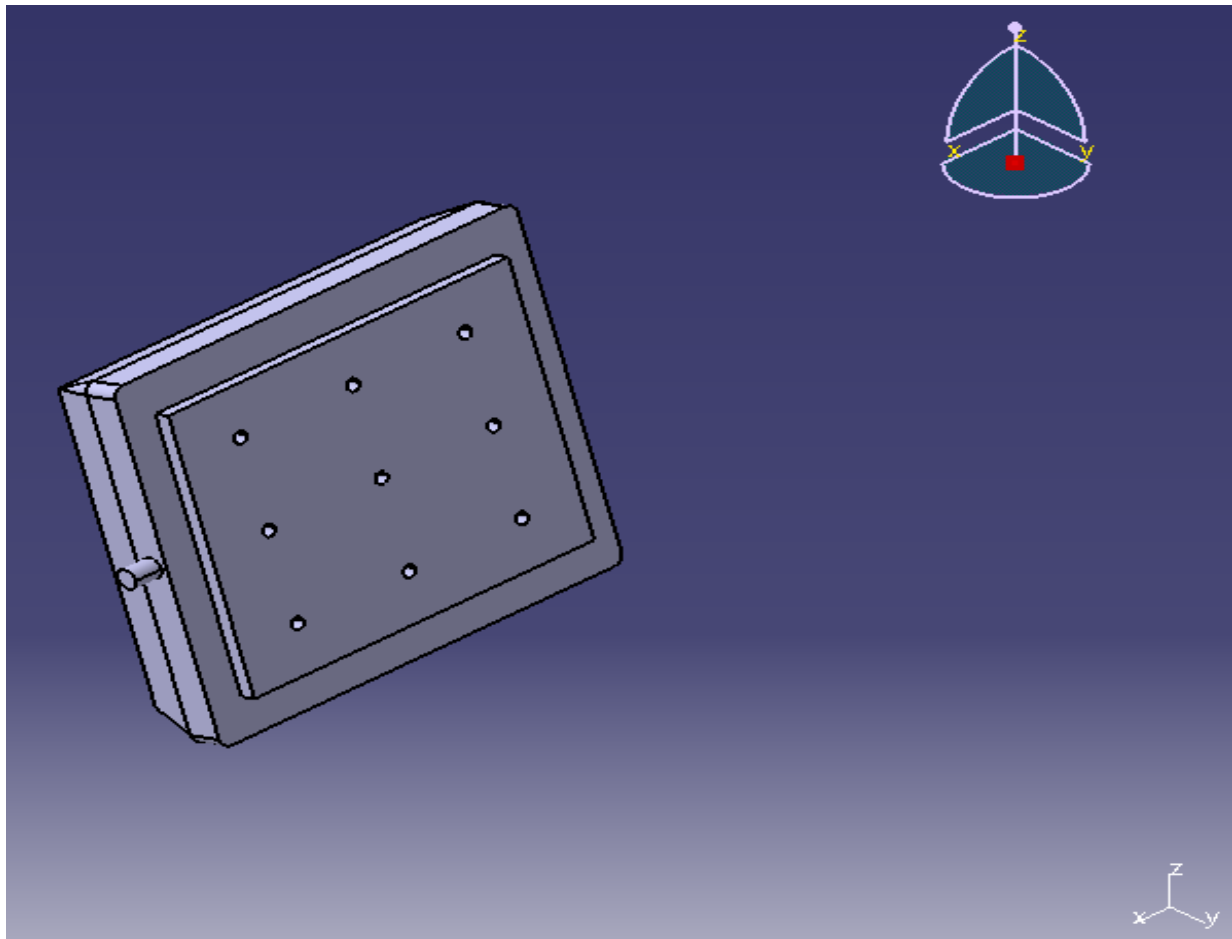


Figura 13. Antena.Fuente: Propia del autor.

4.6. Elaboración ensamble tapa inspección original y refuerzo en CATIA.

Una vez elaborada la tapa de inspección y el refuerzo en el software de diseño se procede a hacer el ensamble en el módulo “diseño de ensamble” en CATIA.

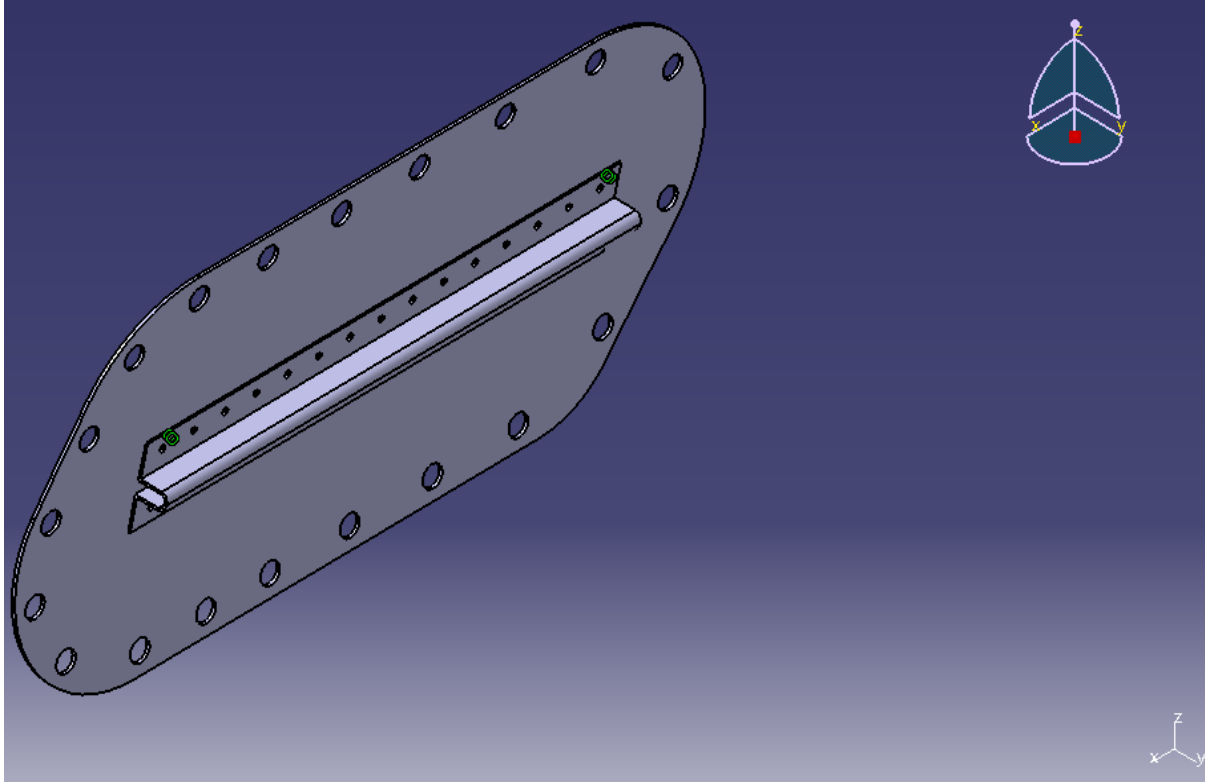


Figura 14. Ensamble tapa original y refuerzo. Fuente: Propia del autor.

4.7. Elaboración ensamble de tapa de inspección para material compuesto, el soporte de antena y antena en CATIA.

Una vez elaborada la tapa de inspección para material compuesto, el soporte de antena y la antena en el software de diseño se procede a hacer el ensamble en el módulo “diseño de ensamble” en CATIA.

Para sujetar el soporte de la antena a la tapa de inspección, se debe tener en cuenta que en la superficie externa de la tapa de inspección, la cual tiene contacto con el fluido aerodinámico, no se debe crear algún tipo de protuberancia por los sujetadores al ser instalado, ya que, ocasionaría un aumento en el arrastre paracito de la aeronave. Por tal motivo deben ser instalados remaches tipo solidos de cabeza avellanada, los cuales permiten que al ser instalados en los orificios, la cabeza

del remache pueda quedar al mismo nivel que la superficie exterior. Para el cálculo de la distancia de borde y distancia entre filas de remachado se cumple con lo dispuesto en la AC 43.13-1B (ACCEPTABLE METHODS-TECHNIQUES, AND PRACTICES-AIRCRAFT INSPECTION AND REPAIR, CHAPTER 4-57 RIVETING). Así como también lo establecido en capítulo 1 de la AC No: 43.13-2B (Acceptable Methods, Techniques, and Practices— Aircraft Alterations).

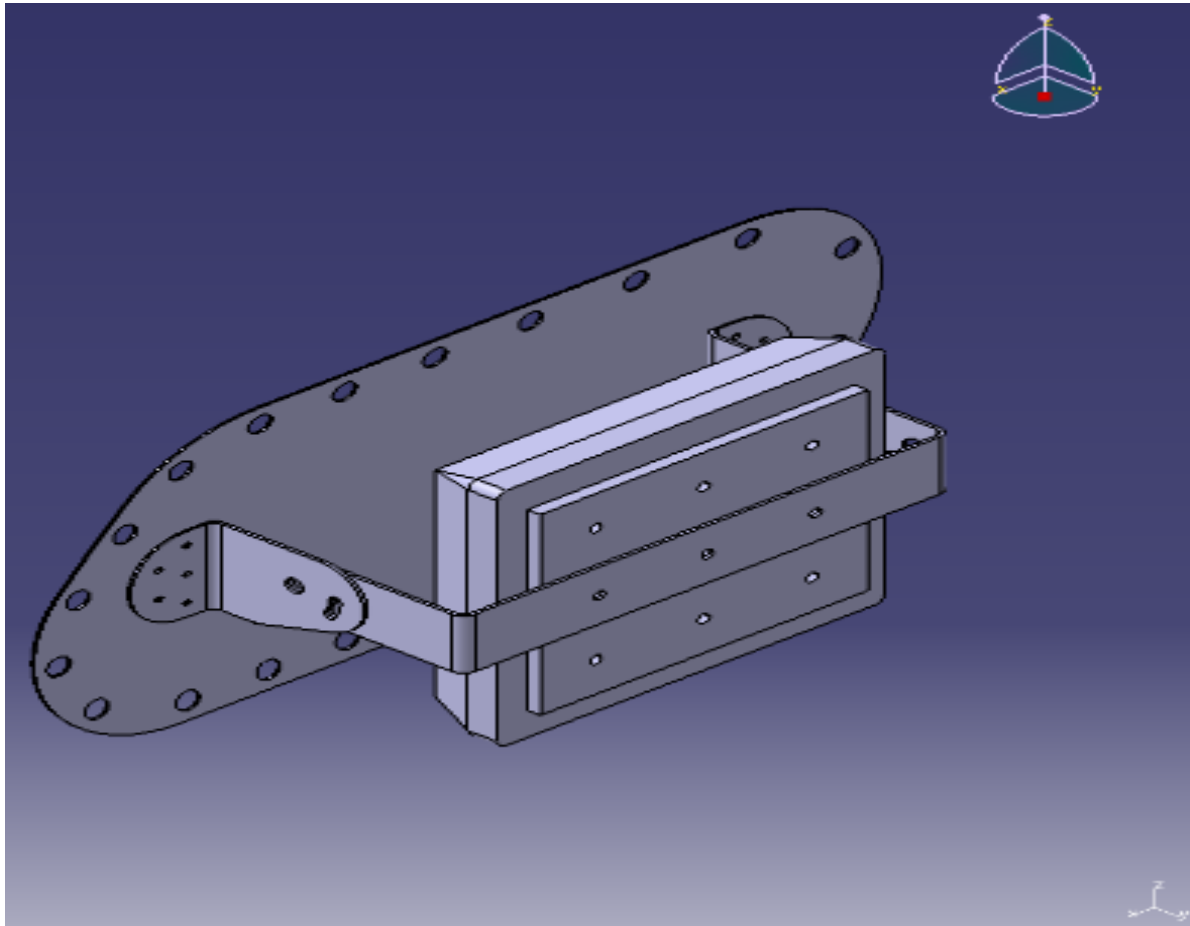


Figura 15. Ensamble total para compuesto. Fuente: Propia del autor.

4.8. Simulación computacional de ensamble tapa inspección original y refuerzo.

4.8.1. Caracterización de los datos de ingeniería tapa original.

Se discretizan los datos de ingeniería para los materiales anteriormente mencionados. Para la tapa de inspección y el soporte de antena, las propiedades mecánicas del ALCLAD 2024-T3 se obtienen de la tabla 3.2.3.0(b_1) del AR-MMPDS-01 METALIC MATERIALS PROPERTIES DEVELOPMENT AND STANDARDIZATION como se observa en la Tabla 4 mostrada a continuación.

4.8.2. Mallado de la geometría ensamblada.

Una vez hecha la caracterización de los datos de ingeniería, se procede a importar la geometría a analizar en el software ANSYS. En el módulo “mesh” se realiza el mallado de la geometría y se comparan los datos de calidad de malla que el software ANSYS exhibe (Figura 18) con el espectro métrico de malla (Figura 19) el cual se evalúa respecto a la calidad ortogonal.

Al comparar el promedio de la calidad de malla que aparece en la Tabla 3 respecto al espectro métrico de malla Tabla 4, se observa que la calidad del mallado de la geometría se encuentra en un nivel “muy bueno”. Por tanto, se decide dejar la malla para el ensamble.

Check Mesh Quality	Yes, Errors
Error Limits	Standard Mechanical
<input type="checkbox"/> Target Quality	Default (0.050000)
Smoothing	High
Mesh Metric	Orthogonal Quality
<input type="checkbox"/> Min	2,0073e-002
<input type="checkbox"/> Max	0,99998
<input type="checkbox"/> Average	0,72451
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,2481

Tabla 3. Datos de calidad de malla en ANSYS tapa original. Fuente: Propia del autor.

Orthogonal Quality mesh metrics spectrum:



Unacceptable	Bad	Acceptable	Good	Very good	Excellent
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

Tabla 4. Espectro métrico de malla (calidad ortogonal). Fuente: Propia del autor.

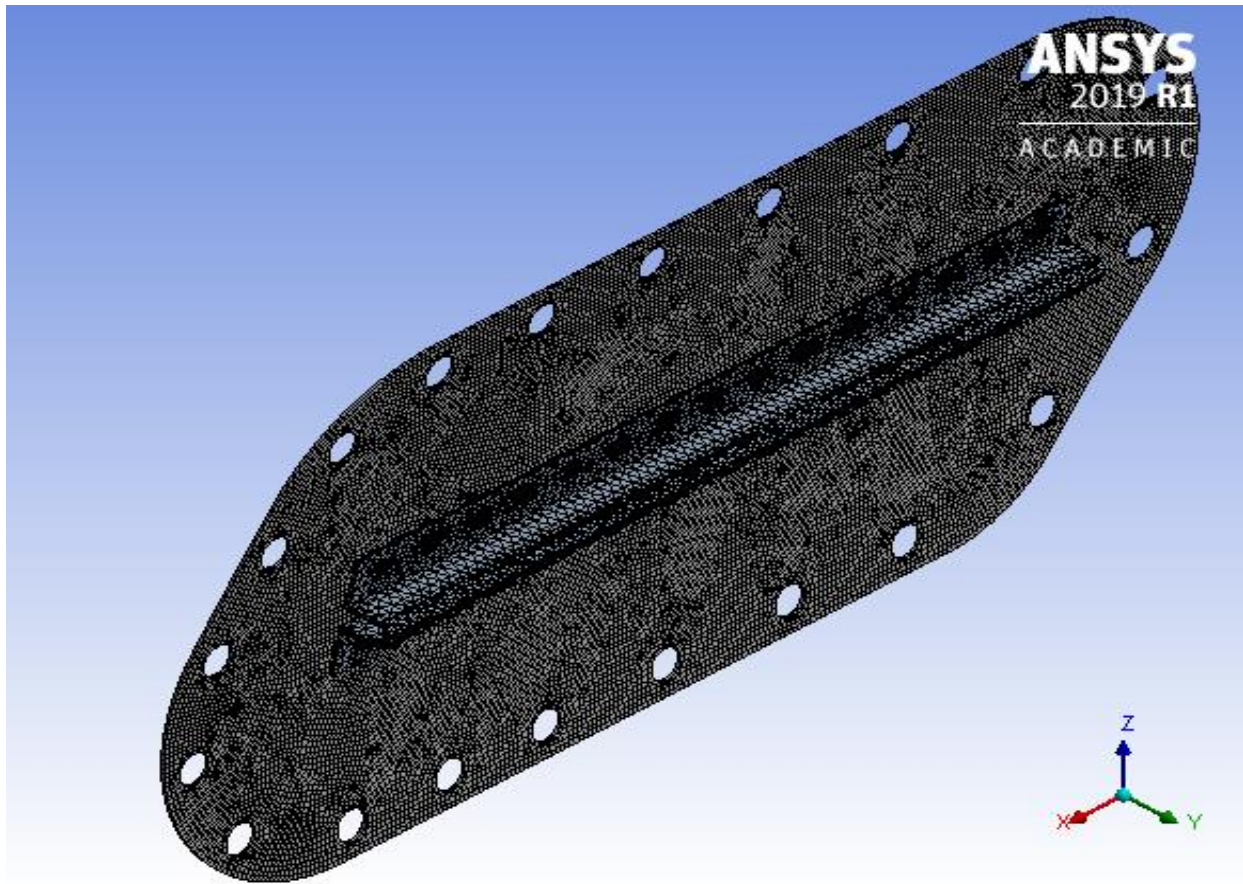


Figura 16. Mallado de ensamble tapa inspección original y refuerzo. Figura: Propia del autor.

4.9. Simulación computacional de la tapa de inspección en material compuesto.

4.9.1. Caracterización de los datos de ingeniería.

Una vez importada la geometría a analizar en el software ANSYS, se discretizan los datos de ingeniería para la tapa en material compuesto. Los datos que se asignan en el módulo “Engineering Data” en ANSYS son tomados de: MIL-HDBK-17-2F COMPOSIT MATERIAL HANDBOOK (Figura 19-23), HexPly® F155 Resin Systems for Advanced Composites Product Data

(Ver APENDICE 1. Propiedades mecánicas del ALCLAD 2024T-3 y FIBER GLASS PREPREG 7781)

La Tabla 21 se utiliza con el fin de determinar las propiedades mecánicas del ALCLAD 2024-T3.

La Tabla 22 se utiliza con el fin de determinar la carga a tensión que la fibra de vidrio pre impregnada es capaz de soportar en la dirección X.

La Tabla 23 se utiliza con el fin de determinar la carga a tensión que la fibra de vidrio pre impregnada es capaz de soportar en la dirección Y.

La Tabla 24 se utiliza con el fin de determinar la carga a compresión que la fibra de vidrio pre impregnada es capaz de soportar en la dirección X.

La Tabla 25 se utiliza con el fin de determinar la carga a compresión que la fibra de vidrio pre impregnada es capaz de soportar en la dirección Y.

La Tabla 26 se utiliza con el fin de determinar la carga Al corte que la fibra de vidrio pre impregnada es capaz de soportar en la dirección XY.

La Tabla 27 es utilizada con el fin de determinar el espesor de la tela de fibra de vidrio pre impregnada que se emplea para simular la tapa de inspección en material compuesto.

Se usó la Tabla 27 para determinar las propiedades físicas de la tela.

Se dispone la Tabla 28 con el fin de determinar el módulo de tensión de la fibra de vidrio a utilizar.

En el Data Sheet (HEXCEL, 2019) dado por el fabricante de la tela preimpregnada no se especifica el Módulo de Young para el laminado en el eje transversal, por tal motivo es necesario investigar la forma de calcular dicho Modulo EZ, ya que es necesario al momento de asignar las

propiedades del material ortotrópico en el módulo de ANSYS Engineering Data. Al realizar una investigación sobre el tema, se halla la tesis MECHANICAL PROPERTIES OF THE FIBERGLASS PREPREG SYSTEM USED FOR THE NATIONAL TRANSONIC FACILITY REPLACEMENT BLADE SET de Martyn Pinfold BSc, MSc, CEng, MIMechE al optar por el título de Doctor of Philosophy de la Universidad de Warwick, el autor realiza un exhaustivo análisis matemático acerca del comportamiento estructural de los materiales compuestos, y para ellos se basa en el uso de ecuaciones matemáticas con el fin de poder determinar las propiedades individuales de las fibras, matrices y elementos relacionados para la fabricación de materiales compuestos y posterior aplicación en la aeronáutica, para su caso específico, la pala de rotor de un helicóptero.

El autor describe las ecuaciones necesarias para calcular el E_z en el capítulo 9 -Continuous Woven Fiber Composites. Por tal motivo, se acude a las siguientes ecuaciones las cuales están basadas de los valores del Módulo de YOUNG en las direcciones X y Y (PINFOLD, 1976).

$$E_z = \frac{\left(\frac{E_m}{\alpha}\right) (1 + \eta * V_f)}{(1 - \eta * V_f)}$$

Ecuación 18. Módulo de Young en el eje Z. Fuente: (Pinfold, 1976)

$$\eta = \frac{\left\{\left(\frac{E_f}{E_m}\right) - 1\right\}}{\left\{\left(\frac{E_f}{E_m}\right) + 1\right\}}$$

Ecuación 19. Relación de módulos de matrix- fibra. Fuente: (Pinfold, 1976)

$$\alpha = 0.66$$

Donde,

Ez: Módulo de Young Z.

Em: Módulo de Elasticidad de la matriz.

Ef: Módulo de Elasticidad de la fibra.

Vf: Volumen de la fibra.

η : relación de módulos matriz – fibra

α : Factor de corrección.

Se reemplazan los valores del material en la Ecuación 19. Para obtener el valor de la relación de módulos de matriz-fibra.

$$\eta = \frac{\left\{ \left(\frac{23.4 \text{ Gpa}}{3.24 \text{ Gpa}} \right) - 1 \right\}}{\left\{ \left(\frac{23.4 \text{ Gpa}}{3.24 \text{ Gpa}} \right) + 1 \right\}}$$

$$\eta = 0.7567$$

Al obtener η ahora es posible ser reemplazado en la Ecuación 18, y de esta manera conseguir el valor *Ez*.

$$Ez = \frac{\left(\frac{3.24 \text{ Gpa}}{0.66} \right) (1 + 0.675 * 0.45)}{(1 - 0.675 * 0.45)}$$

$$Ez = 9.9636 \text{ Gpa}$$

$$Ez = 9963.601 \text{ Mpa}$$

De igual modo, el Data Sheet del fabricante no describe el módulo transversal de corte *Gxz* ni *Gyz*, el cálculo es realizado de la siguiente manera definida por el señor Martyn Pinfeld:

$$G_{23} = 1.15 G_{12}$$

Ecuación 20. Ecuación de Modulo de cizallamiento en la dirección 23. Fuente: (Pinfeld,1976)

Se reemplaza el valor de cizallamiento dado por el fabricante con el fin de obtener dicho módulo en otra dirección,

$$G_{23} = 1.15 (5.226217)$$

$$G_{23} = 6.0101 \text{ Gpa}$$

$$G_{xz} = 0.5 (G_{12} + G_{23})$$

Ecuación 21. Módulo de cizallamiento en la dirección xz. Fuente: (Pinfold,1976)

Reemplazamos los valores anteriormente hallados y se acude a la Ecuación 21 para su solución.

$$G_{xz} = 0.5 (5.226217 + 6.0101)$$

$$G_{xz} = 5.6182 \text{ Gpa}$$

$$G_{xz} = G_{yz} = 5.6182 \text{ Gpa}$$

4.9.2. Mallado de la geometría en material compuesto.

Una vez hecha la caracterización de los datos de ingeniería, se procede a importar la geometría a analizar en el software ANSYS. En el módulo “mesh” se realiza el mallado de la geometría y se comparan los datos de calidad de malla que el software ANSYS exhibe (Tabla 17) con el espectro métrico de malla (Tabla 4) el cual se evalúa respecto a la calidad ortogonal.

Quality	
Check Mesh Qua...	Yes, Errors
Error Limits	Standard Mechanical
Target Quality	Default (0.050000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Orthogonal Quality
Min	0,65647
Max	1,
Average	0,97313
Standard Deviat...	3,032e-002

Tabla 5. Datos de calidad de malla en ANSYS tapa compuesta. Fuente: Propia del autor.

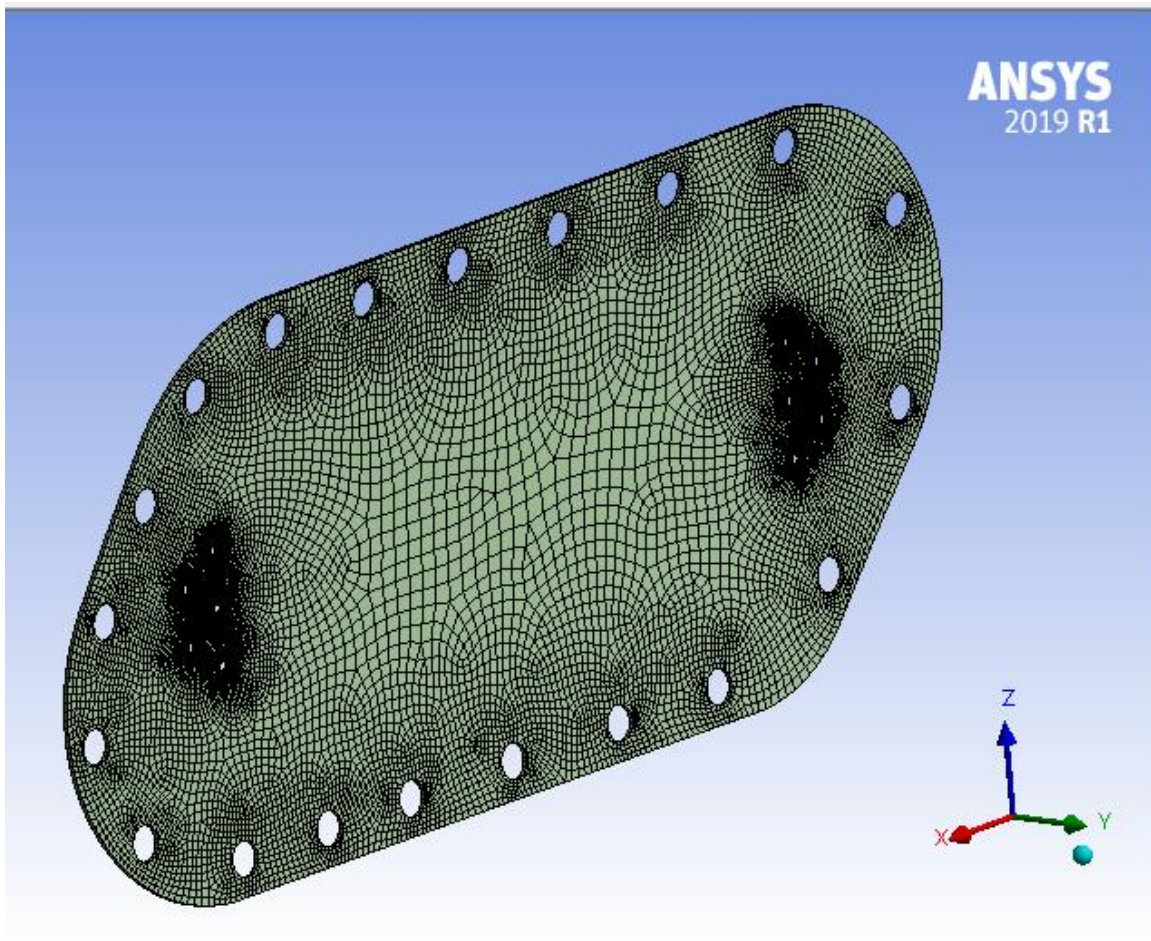


Figura 17. Mallado de la tapa de inspección material compuesto. Fuente: Propia del autor.

4.9.3. Módulo ACP (ANSYS Composite PrepPost) material compuesto.

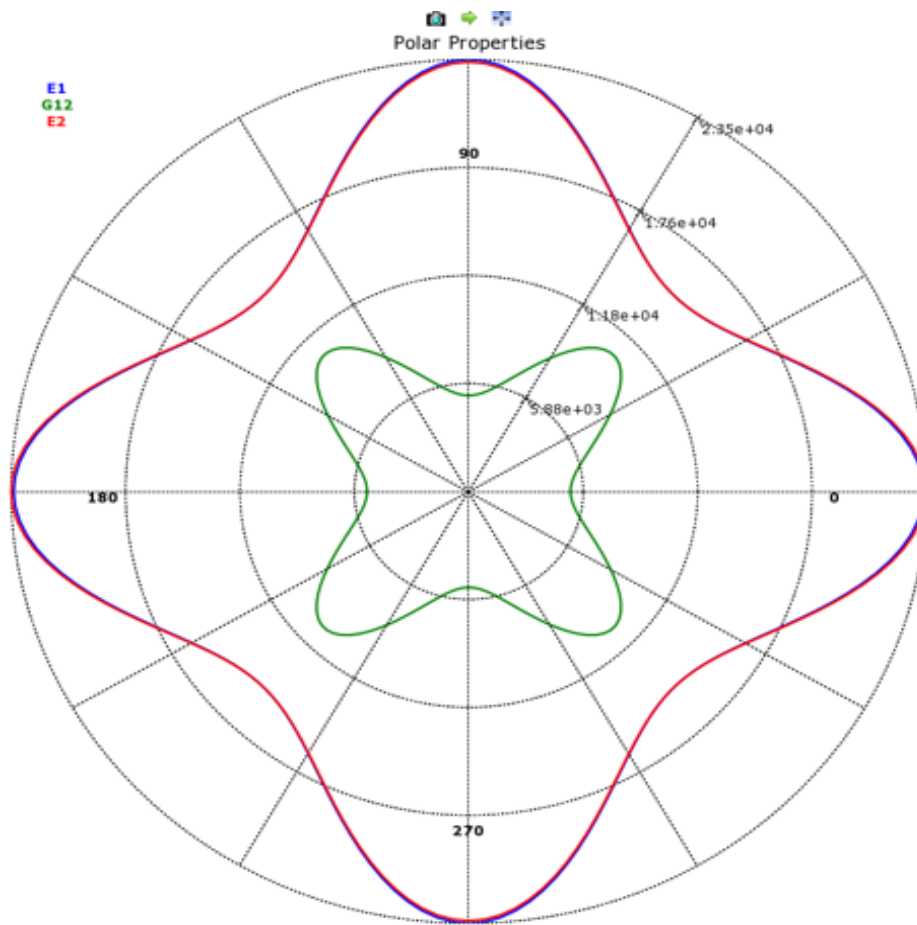
Este módulo es una herramienta dedicada para el modelado de disposición compuesta y el análisis de fallas. Puede generar modelos compuestos en capas para simulaciones estructurales y térmicas implícitas y explícitas, así como fluidos. ACP proporciona una disposición eficiente y las mejores capacidades de modelado de elementos sólidos en su clase y una plataforma que ofrece muchas formas de intercambiar información del modelo. (COMPOSITE , 2019)

Además, la ingeniería de materiales compuestos en capas implica definiciones complejas que incluyen numerosas capas, materiales, espesores y orientaciones. El desafío de ingeniería es predecir qué tan bien el producto terminado funcionará en condiciones de trabajo reales. Esto implica considerar tensiones y deformaciones, así como una serie de criterios de falla. ANSYS Composite PrepPost proporciona todas las funcionalidades necesarias para el análisis de estructuras compuestas en capas. (KANANI, 2019)

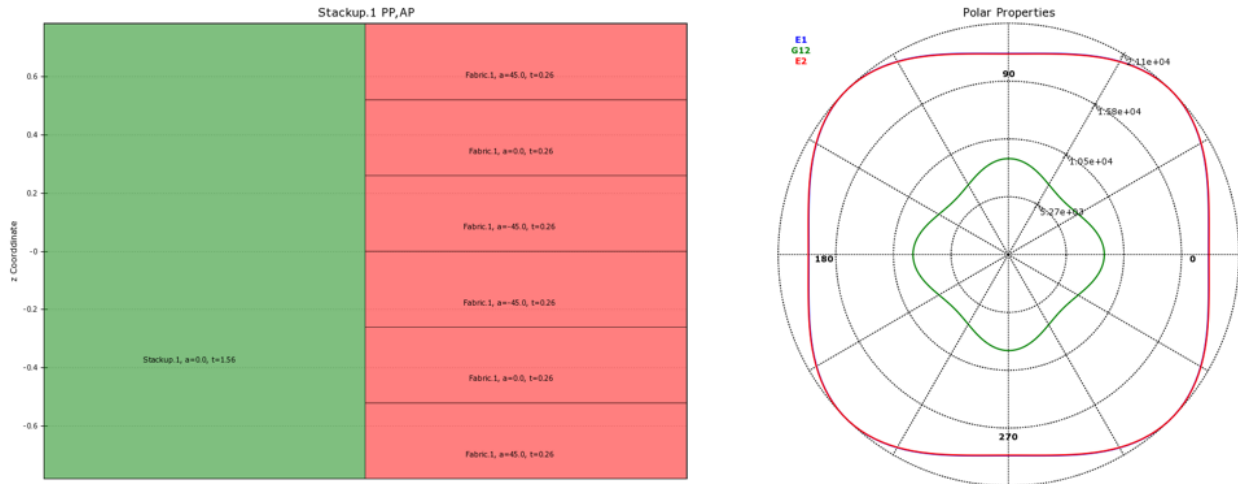
En el módulo ACP (Pre) se asignan las diferentes orientaciones de las telas a conformar el material compuesto de la tapa de inspección, teniendo en cuenta la necesidad de asemejar la estructura a un material isotrópico. Por tal motivo, se orientan las capas a $[45/0/-45]_s$.

Una vez definido el material y la orientación de las capas de la tela para la geometría importada se procede a definir el espesor de la tela y el número de capas, que en este caso es seis.

De la misma manera, cuando se realiza la caracterización de las telas, se puede apreciar que de un material ortotrópico se puede generar un material con características semejantes a las de un material cuasi-isotrópico como se muestra en las siguientes figuras.



Gráfica 1. Propiedades polares de una tela. Fuente: Propia del autor.



Gráfica 2. Propiedades polares de un compuesto de seis telas. Fuente: Propia del autor.

Capítulo 5

Análisis de resultados

5.1. Análisis estático estructural del ensamble de la tapa de inspección con el refuerzo estructural.

Una vez realizada la simulación en el software ANSY se procede con la obtención de datos de las diferentes cargas aplicadas (Tabla 6), según FAR 25.561 aterrizaje de emergencia, en la tapa de inspección original con el refuerzo mediante el módulo “results”.

Teniendo en cuenta que la carga soportada por la geometría no es necesaria especificarla al momento de realizar la simulación, pues el software asume dicha fuerza teniendo en cuenta la densidad del material y la aceleración que experimentará en condiciones de emergencia y, por otro lado, en el software de análisis es necesario especificar la dirección en la cual la geometría está soportando las aceleraciones mostradas en la (Tabla 6). Se obtienen los resultados que se muestran a continuación para cada una de las tres direcciones. En todas las simulaciones el color rojo indica

el valor máximo y el color azul indica el valor mínimo según sea el caso.

GRAVEDAD EN LA TIERRA		FAR 23,561		ACCELERACIÓN		
<i>m/s²</i>		<i>m/s²</i>	<i>DIRECTION</i>	<i>m/s²</i>		<i>mm/s²</i>
9,81		9	X	88,29		88290
		1,5	Y	14,715		14715
		6	Z	58,86		58860
Presión Dinámica de vuelo Bechcraft B300						
Techo de vuelo		Densidad*	Velocidad Máxima Operativa		Presión Dinámica	
<i>ft</i>	<i>m</i>	<i>kg/m³</i>	<i>km/h</i>	<i>m/s</i>	<i>Pascales</i>	<i>Mpa</i>
35000	10668	3,796	487,076	135,2988	34744,3425	0,03474434
Nota: Densidad del aire a la altura de techo de vuelo ATMOSFERA ESTANDAR						

Tabla 6. Cargas aplicadas. Fuente: Propia del autor.

Gracias a que el software ANSYS® cuenta con un módulo llamado “*Results*”, el cual ofrece a los usuarios la muestra de resultado de una manera visual y grafica de fácil comprensión, ya que por medio de un contorno de colores muestra las zonas críticas o lugares en donde el material presenta mayor concentración de esfuerzos, zonas que para los fines investigativos son los lugares donde mayor atención se debe prestar, ya que son los lugares donde probablemente se puedan presentar grietas por fatiga o deformaciones considerables del material que terminan por reducir la vida útil del mismo.

Además de la ayuda que proporciona comprender los colores en la solución, también es de utilidad reproducir los videos que simulan el comportamiento una vez son sometidos a una carga, por medio de estos videos es posible analizar la manera en la que comienzan las deformaciones y hacia donde se propagan; la comprensión de estos videos para los casos en los que son sometidas geometrías similares, pero con materiales con diferentes propiedades mecánicas, ayudan a la

comparación en cuanto a las deformaciones y esfuerzos últimos en cada material. Es por las razones anteriores que en este proyecto fueron resueltas 20 simulaciones para cada tapa de inspección, con el fin de comparar y analizar el comportamiento no solo al ser sometido a las cargas mayores en este caso las 9 gravedades dadas por la FAA para este tipo de aeronaves, si no también de analizar qué sucede en el caso en el que la tapa de inspección sufra una presión de manera normal a superficie causada por un viento cruzado considerable. Este tipo de análisis no es obligatorio realizarlo al momento de presentar una alteración menor a la autoridad aeronáutica correspondiente, pero ya que al tratarse de un material compuesto se esperaban deformaciones en lugares diferentes a las deformaciones presentadas en la tapa de ALCLAD 2024-T3, y en mayor proporción al ser sometida a una fuerza de flexión.

Como se puede observar en la Figura 18 a la Figura 37, donde se realizó la simulación con la tapa en material ALCLAD 2024-T3, se puede observar un comportamiento en donde las fuerzas tienden a distribuirse desde la parte media de la tapa hacia el exterior (orificios de sujeción) debido al refuerzo estructural en la parte interna.

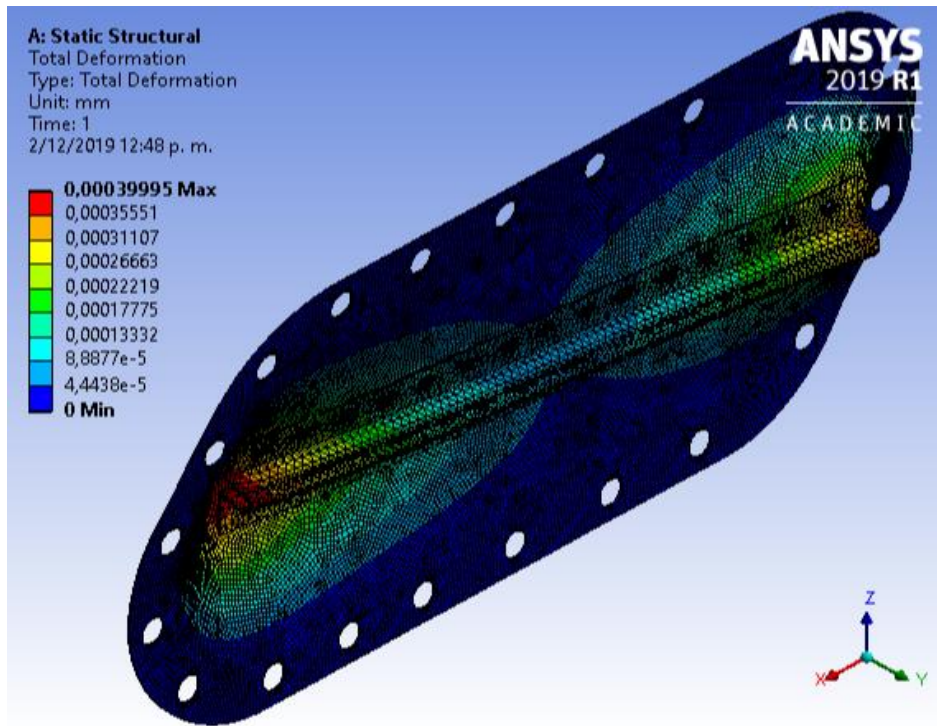


Figura 18. Deformación total con aceleración en X. Fuente: Propia del autor.

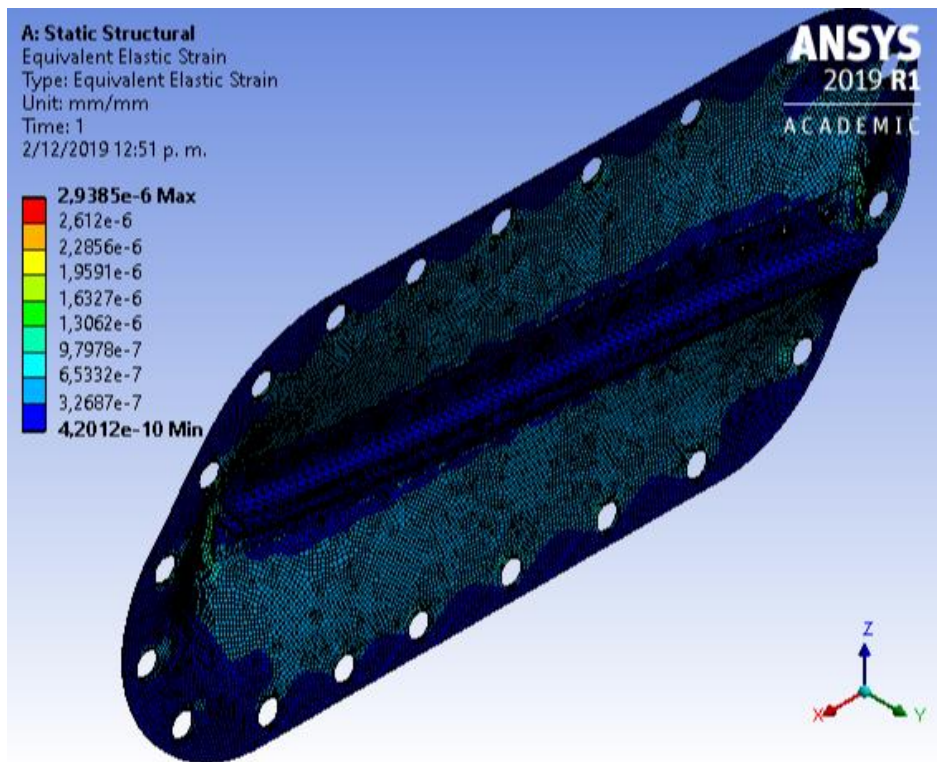


Figura 19. Deformación elástica equivalente con aceleración en X. Fuente: Propia del autor

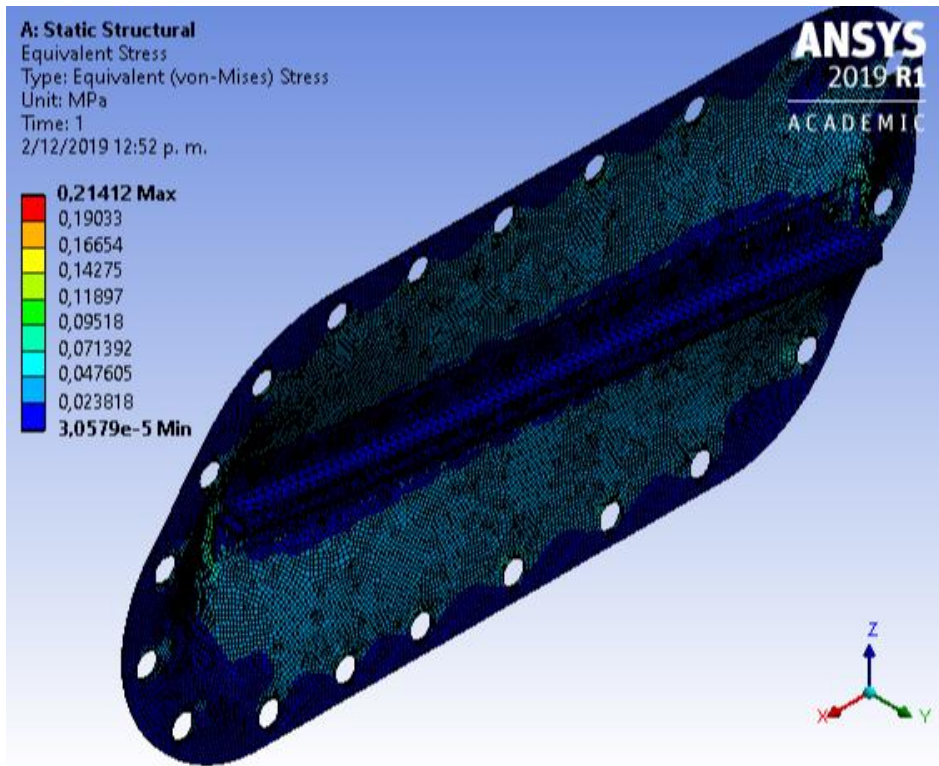


Figura 20. Esfuerzo equivalente con aceleración en X Fuente: Propia del autor.

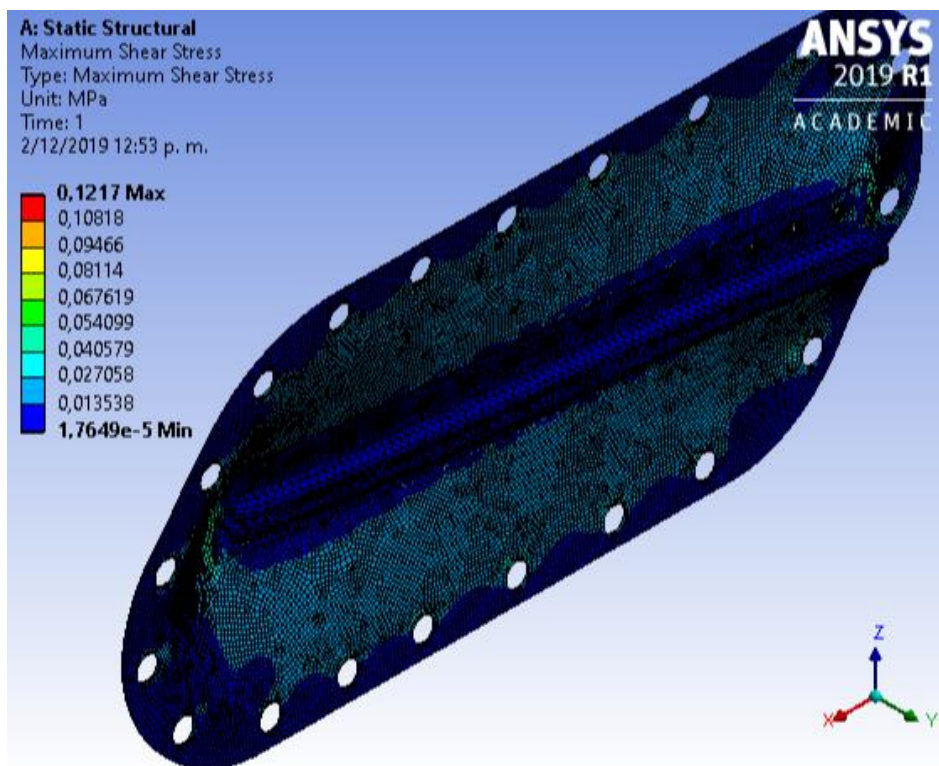


Figura 21. Máximo esfuerzo cortante con aceleración en X Fuente: Propia del autor.

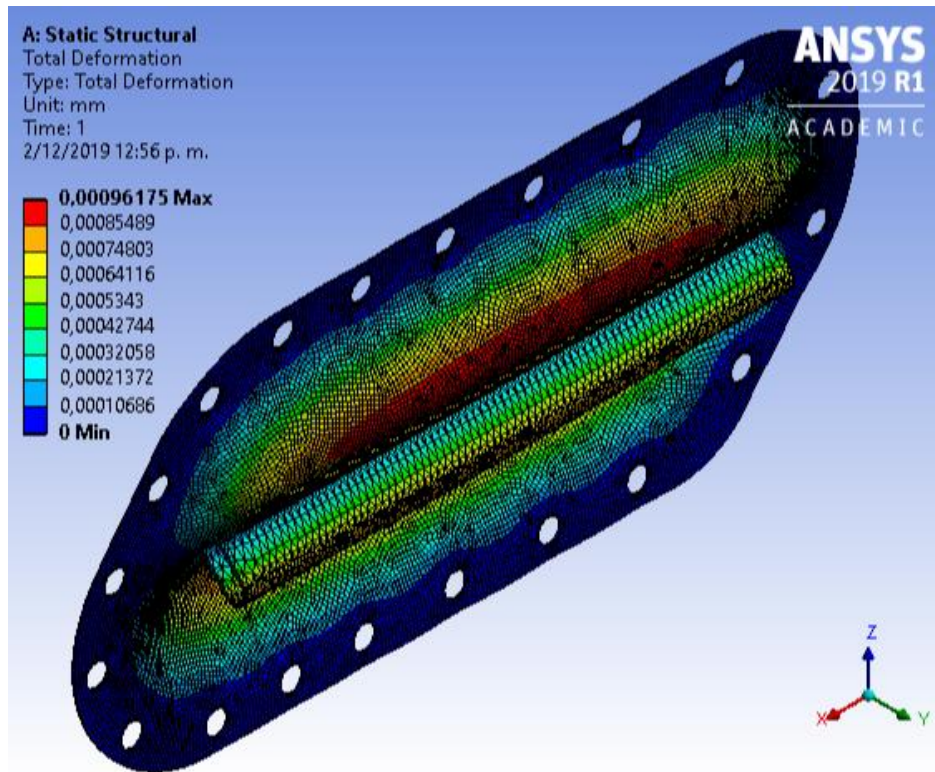


Figura 22. Deformación total con aceleración en Z Fuente: Propia del autor.

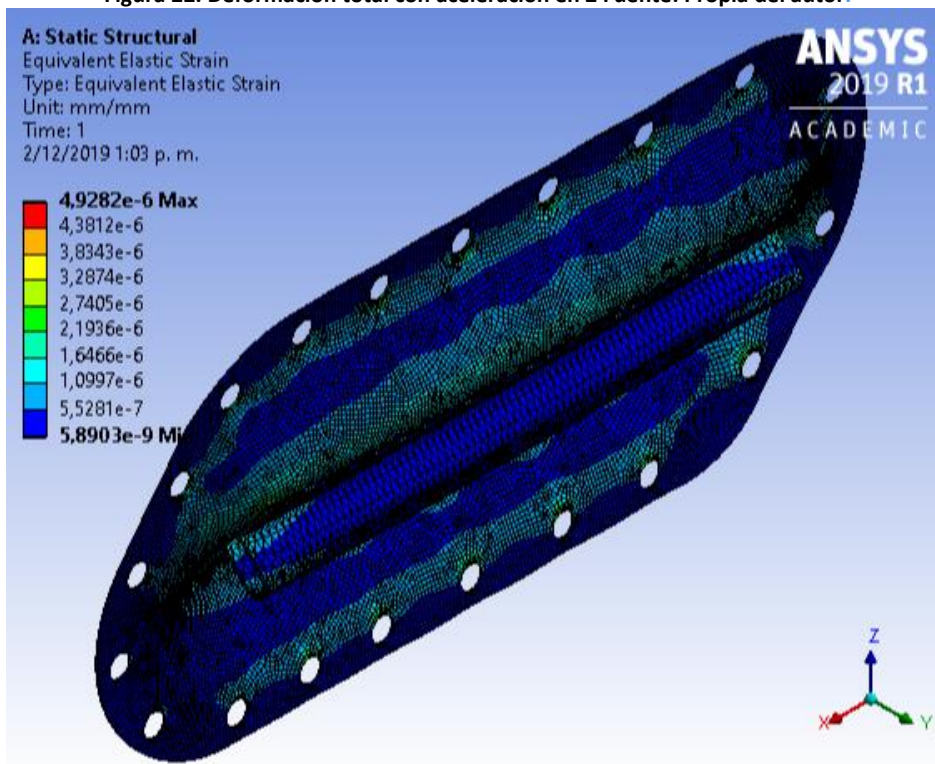


Figura 23. Deformación elástica equivalente con aceleración en Z Fuente: Propia del autor.

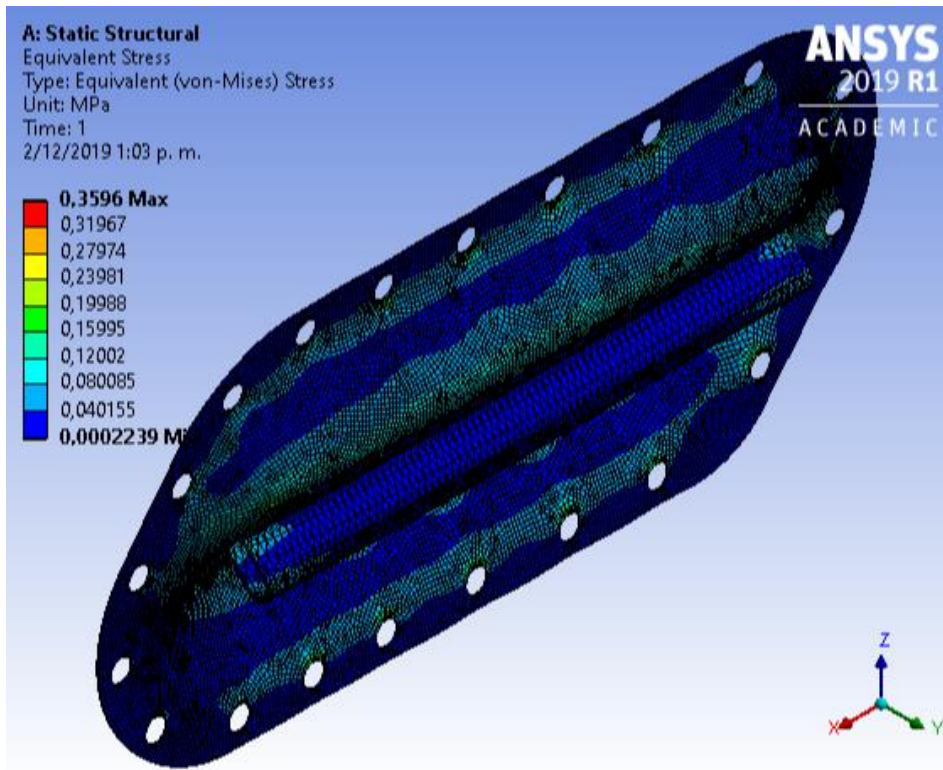


Figura 24. Esfuerzo equivalente con aceleración en Z. Fuente: Propia del autor.

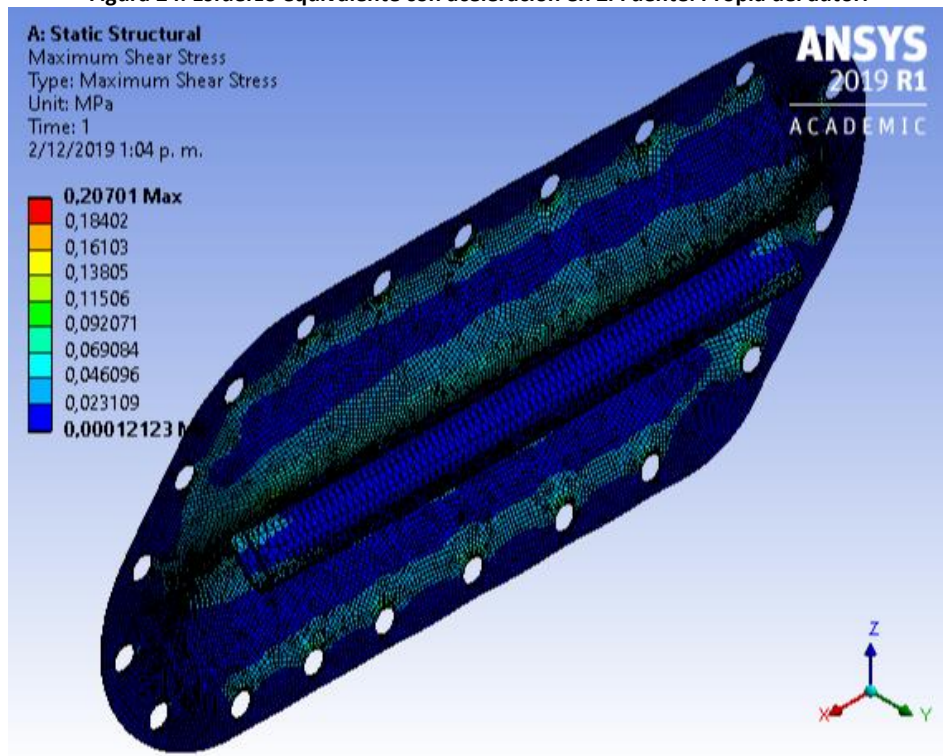


Figura 25. Máximo esfuerzo cortante con aceleración en Z Fuente: Propia del autor.

Como la aeronave puede experimentar una aceleración en el eje lateral (eje Y) en dirección positiva o negativa, se decide realizar dos simulaciones teniendo en cuenta este criterio.

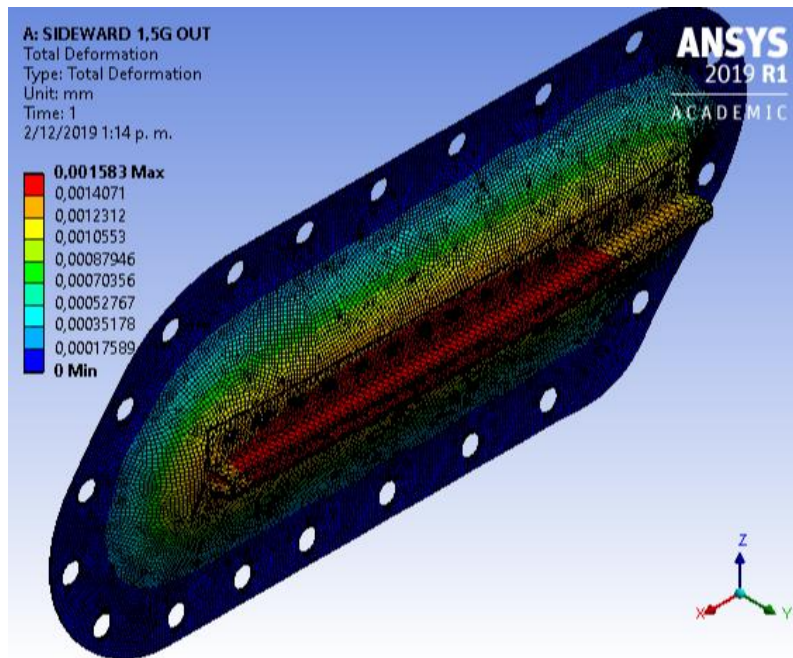


Figura 26. Deformación total con aceleración en Y positivo Fuente: Propia del autor.

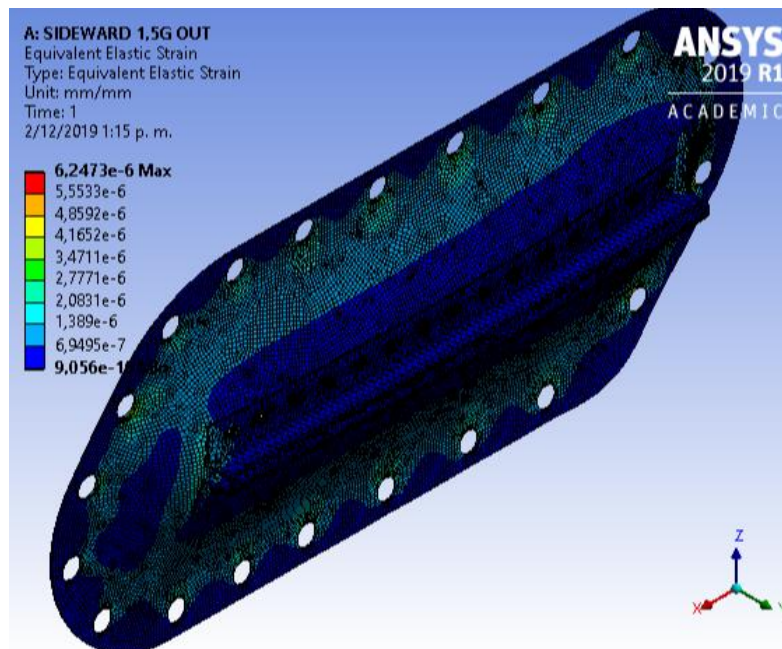


Figura 27. Deformación elástica equivalente con aceleración en Y positivo Fuente: Propia del autor.

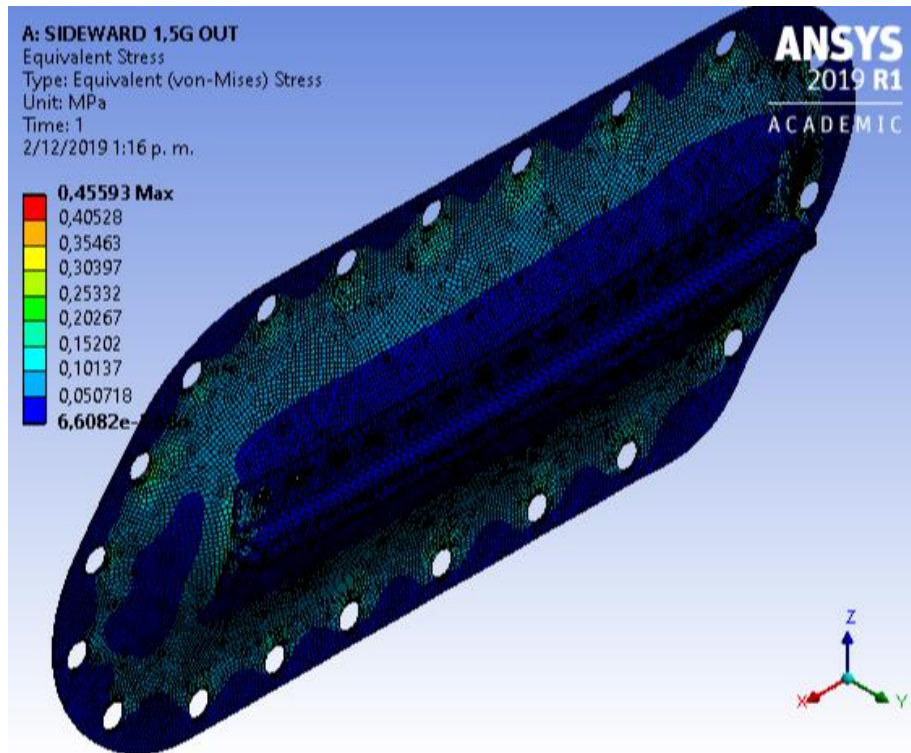


Figura 28. Esfuerzo equivalente con aceleración en Y positivo Fuente: Propia del autor.

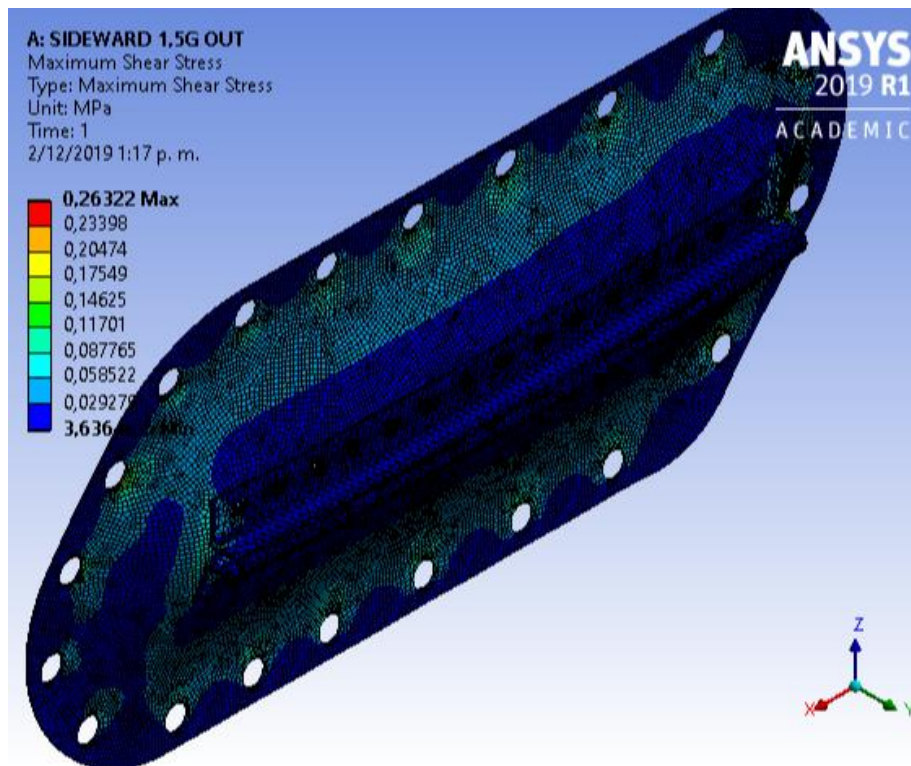


Figura 29. Máximo esfuerzo cortante con aceleración en Y positivo. Fuente: Propia del autor.

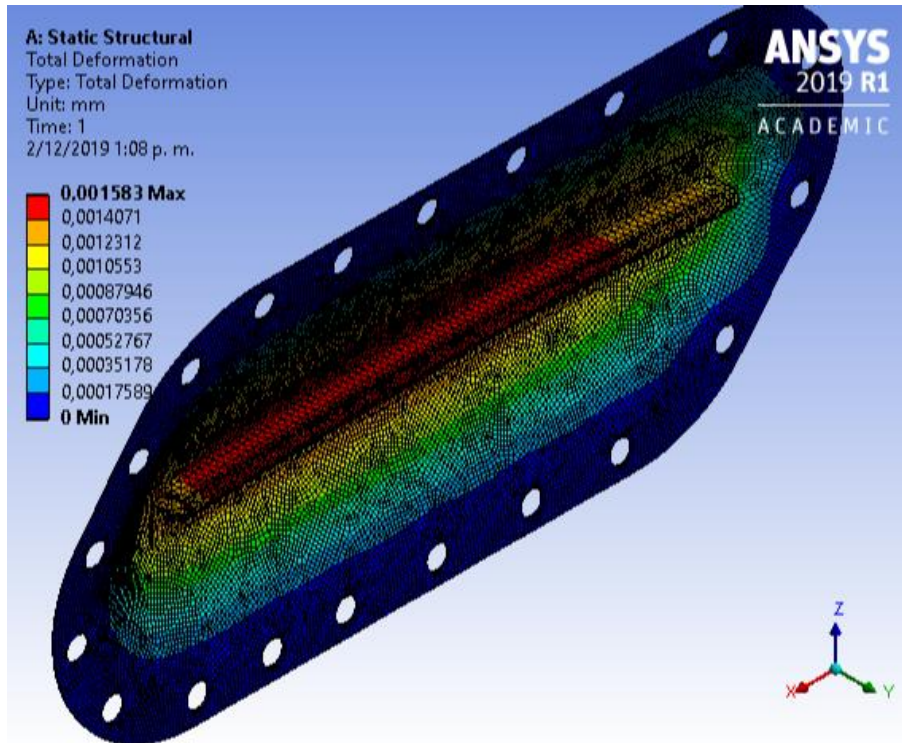


Figura 30. Deformación total con aceleración en Y negativo Fuente: Propia del autor.

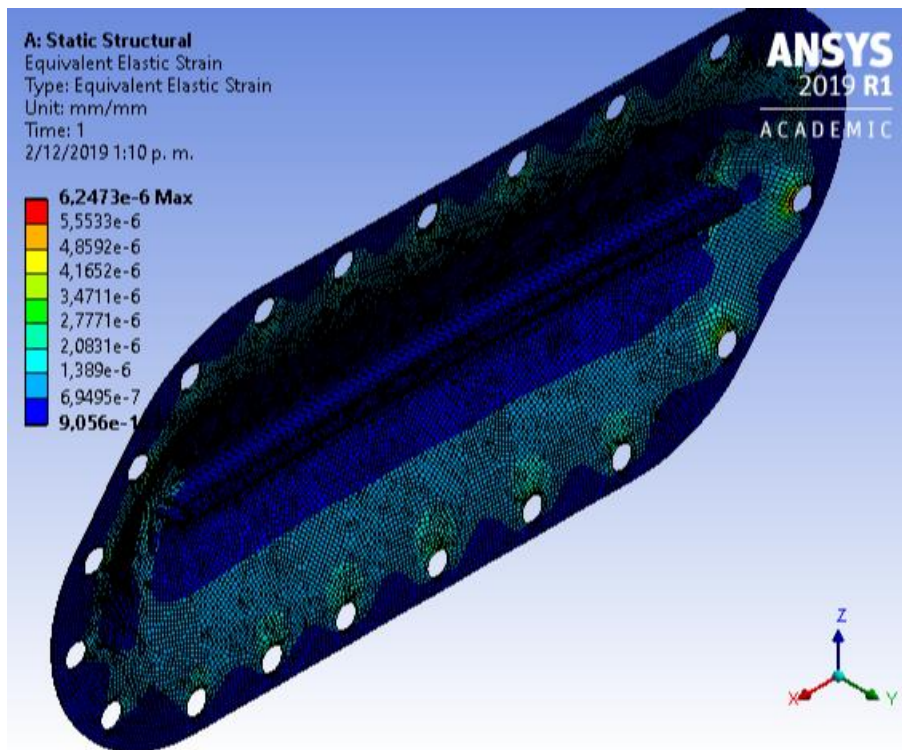


Figura 31. Deformación elástica equivalente con aceleración en Y negativo Fuente: Propia del autor.

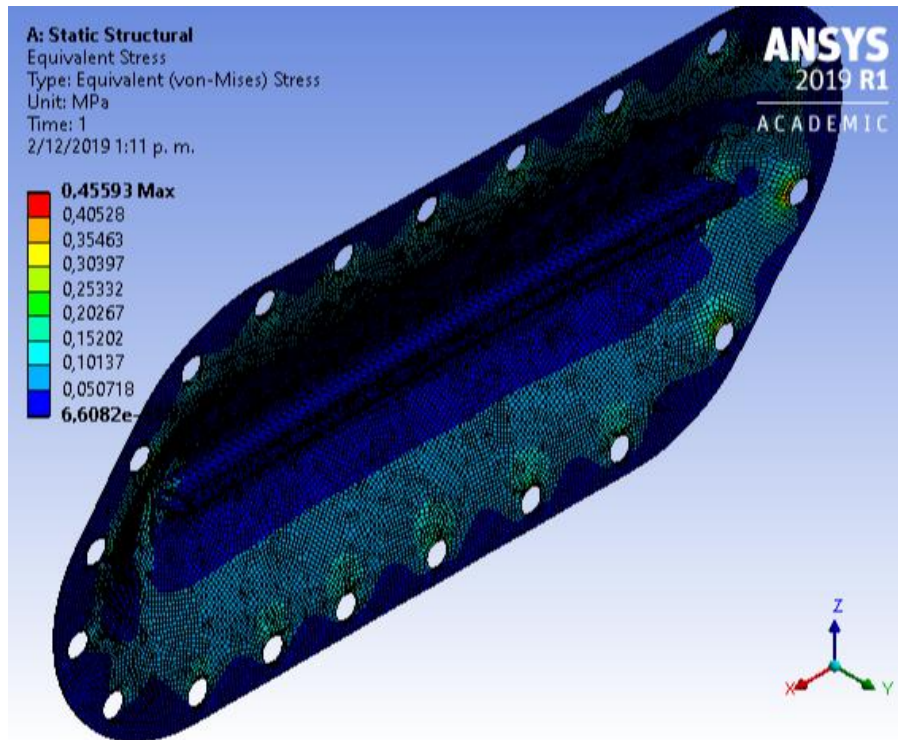


Figura 32. Esfuerzo equivalente con aceleración en Y negativo Fuente: Propia del autor.

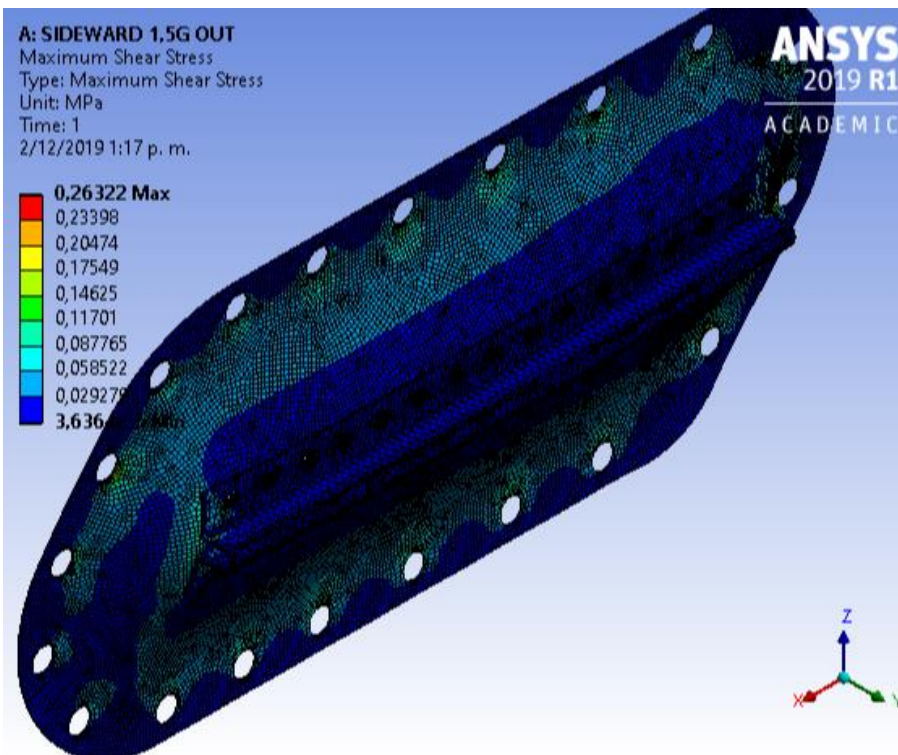


Figura 33. Máximo esfuerzo cortante con aceleración en Y negativo Fuente: Propia del autor.

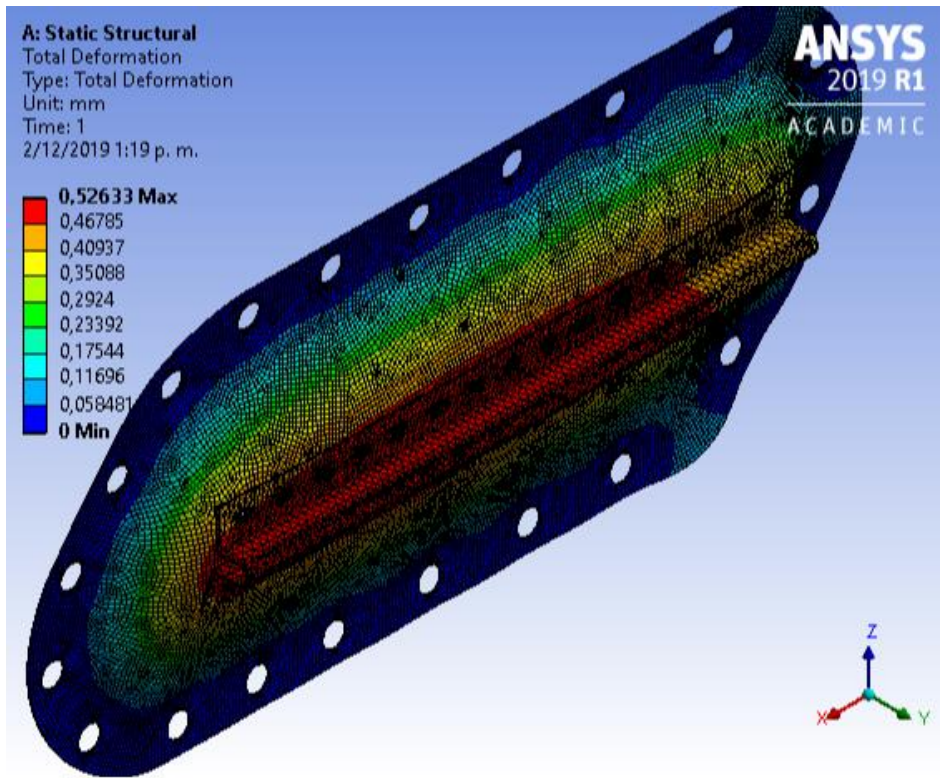


Figura 34. Deformación total bajo presión dinámica Fuente: Propia del autor.

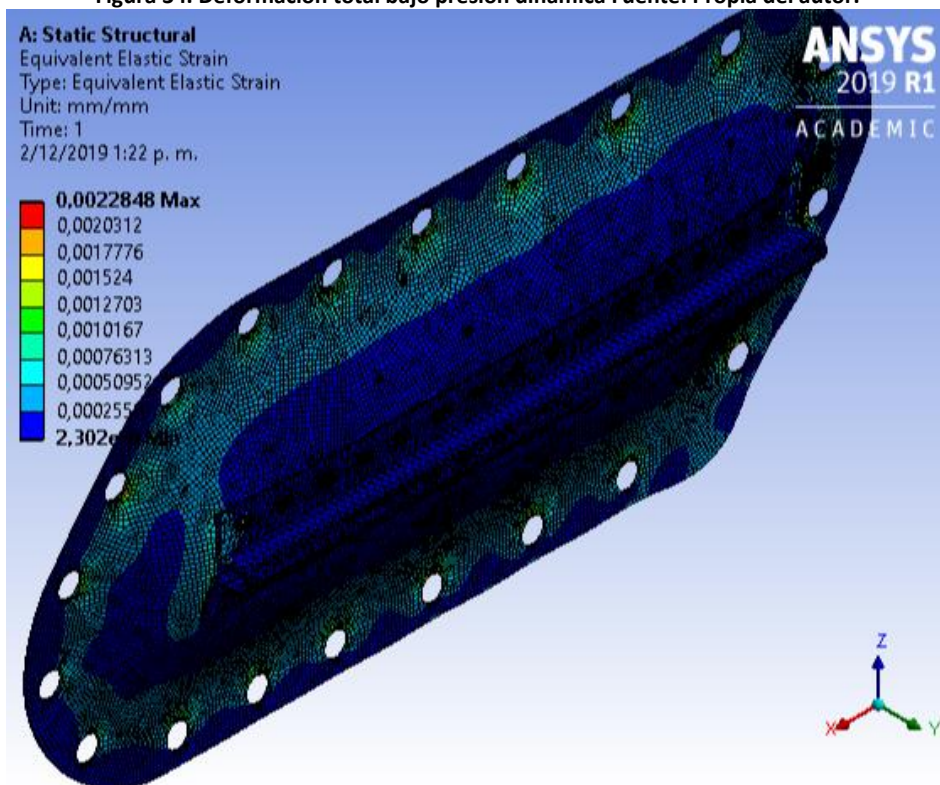


Figura 35. Deformación elástica equivalente bajo presión dinámica Fuente: Propia del autor.

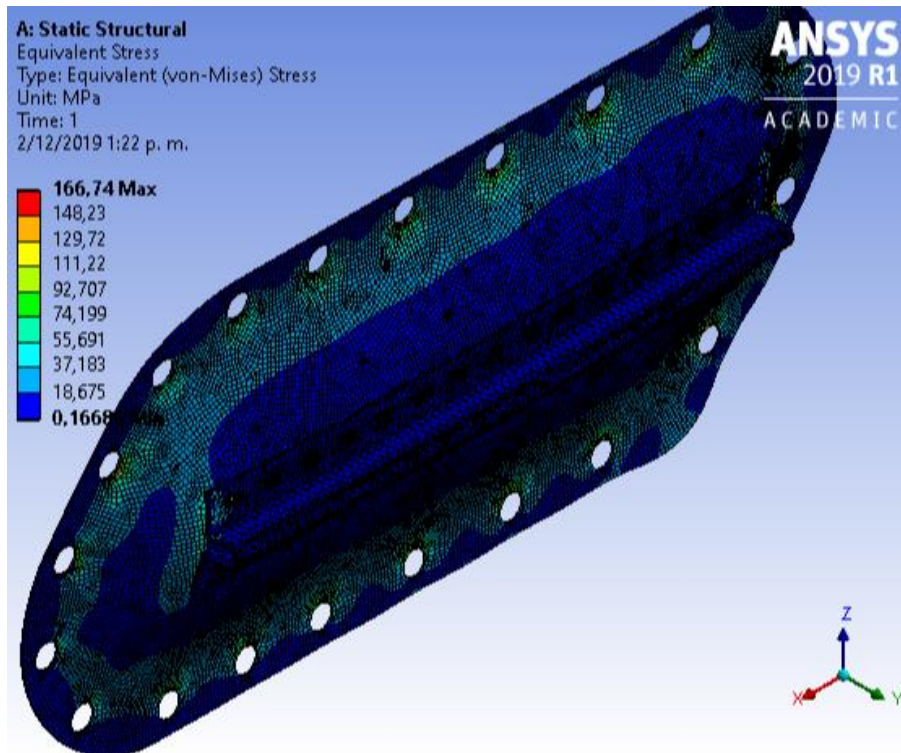


Figura 36. Esfuerzo equivalente bajo presión dinámica Fuente: Propia del autor.

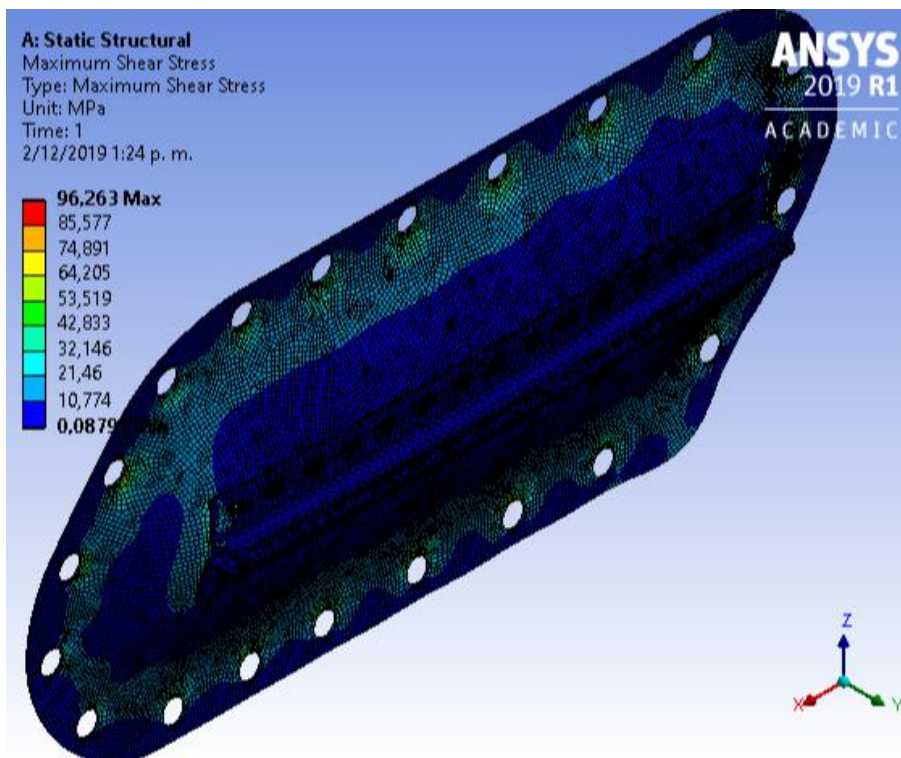


Figura 37. Máximo esfuerzo cortante bajo presión dinámica Fuente: Propia del autor.

5.2. Análisis estático estructural del ensamble de la tapa de inspección en material compuesto con el soporte de antena y antena.

Una vez realizada la simulación en el software ANSY se procede con la obtención de datos de las diferentes cargas aplicadas (Tabla 6), según FAR 25.561 aterrizaje de emergencia, en la tapa de inspección original con el refuerzo mediante el módulo “Results”.

Teniendo en cuenta que la carga soportada por la geometría no es necesaria especificarla al momento de realizar la simulación, pues el software asume dicha fuerza teniendo en cuenta la densidad del material y la aceleración que experimentará en condiciones de emergencia y, por otro lado, en el software de análisis es necesario especificar la dirección en la cual la geometría está soportando las aceleraciones mostradas en la tabla 6.

Es relevante saber que al momento de analizar el material compuesto no es posible observar la antena ni su soporte estructural, pues en el módulo ACP (Pre) únicamente se pueden visualizar el material compuesto. Por tal motivo se obtienen los resultados que se muestran a continuación para cada una de las tres direcciones.

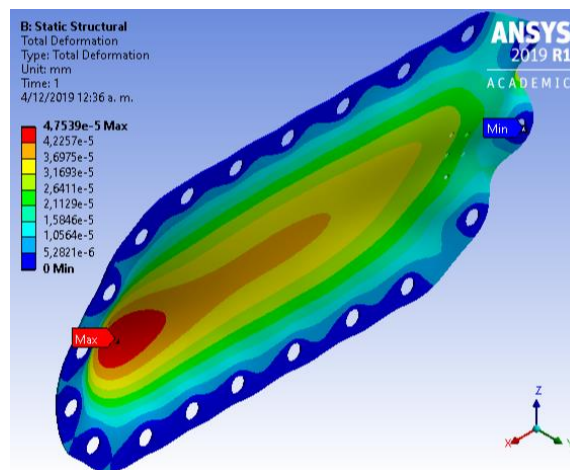


Figura 38. Deformación total con aceleración en X Fuente: Propia del autor.

En la Figura 39 a Figura 41, podemos observar que los esfuerzos se concentran en los orificios donde se hará la sujeción con los sujetadores, sin embargo, estos esfuerzos no son los suficientes para causar ruptura del material.

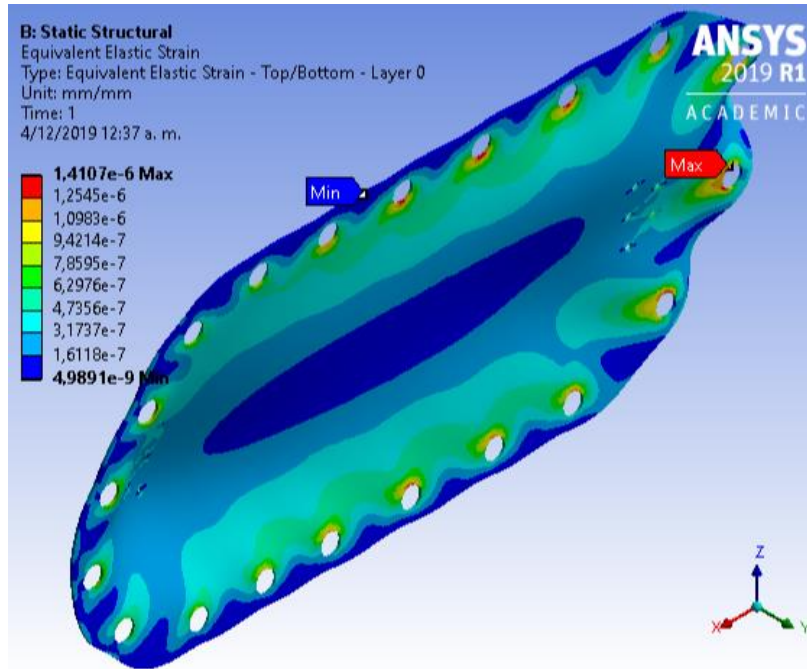


Figura 39. Deformación elástica equivalente con aceleración en X Fuente: Propia del autor.

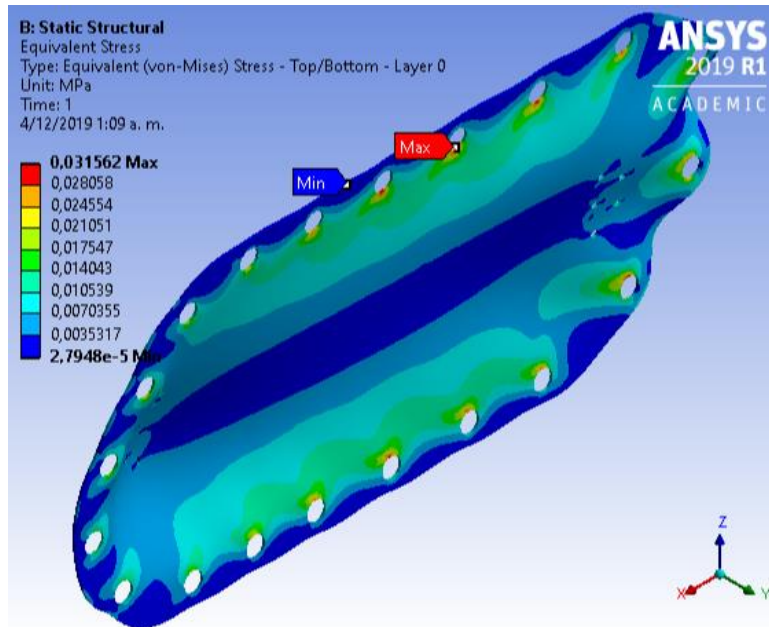


Figura 40. Esfuerzo equivalente con aceleración en X Fuente: Propia del autor.

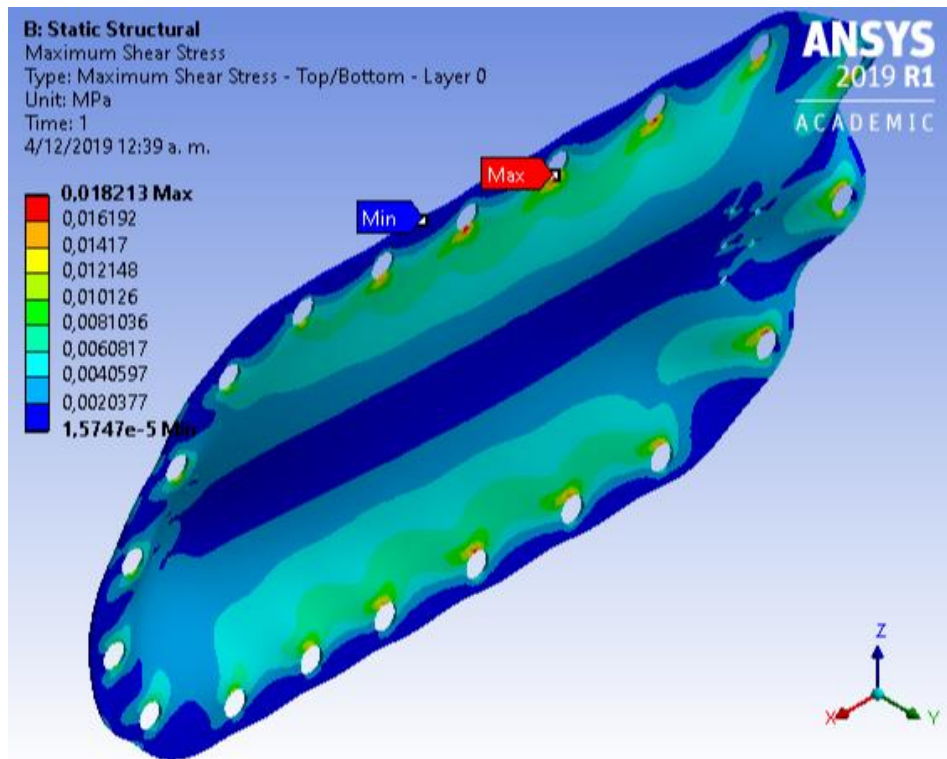


Figura 41. Máximo esfuerzo cortante con aceleración en X Fuente: Propia del autor.

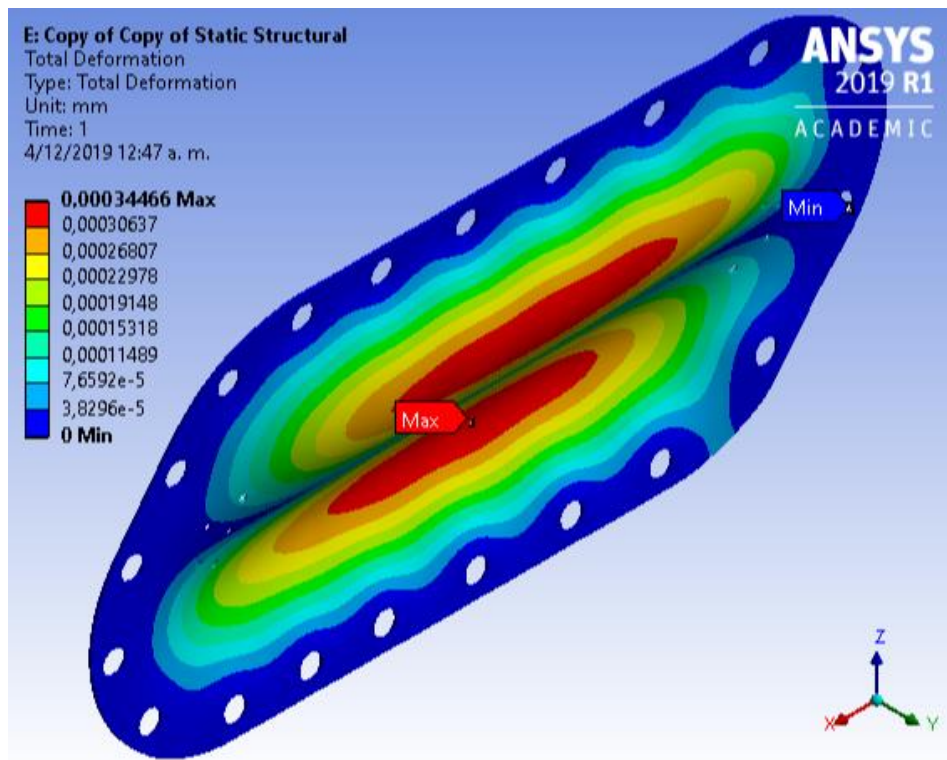


Figura 42. Deformación total con aceleración en Z Fuente: Propia del autor.

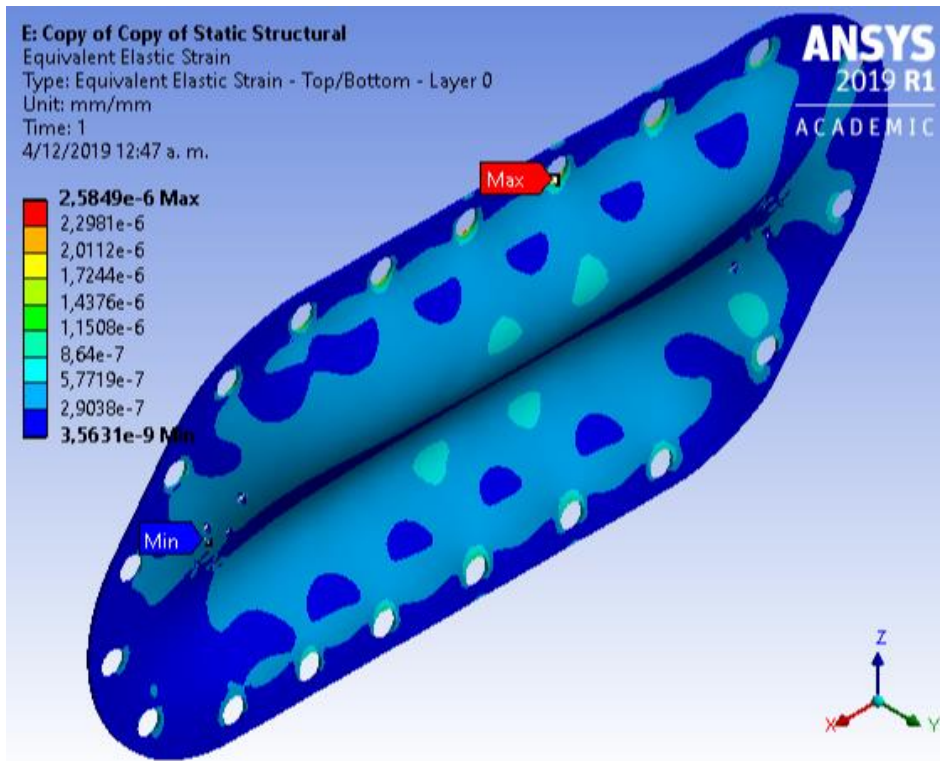


Figura 43. Deformación elástica equivalente con aceleración en Z Fuente: Propia del autor.

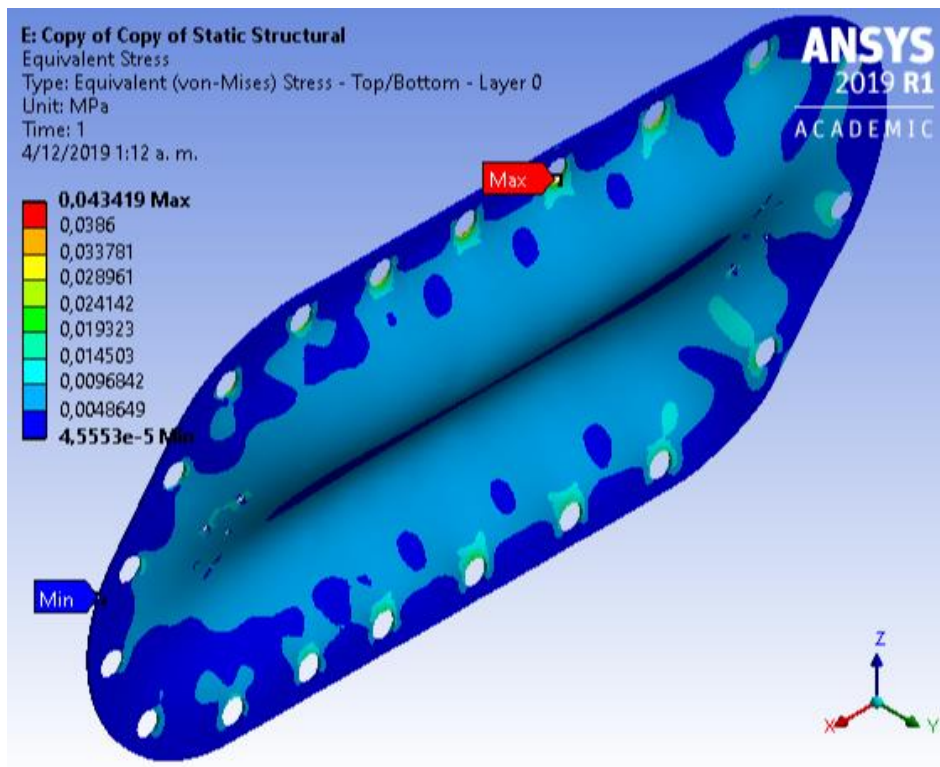


Figura 44. Esfuerzo equivalente con aceleración en Z Fuente: Propia del autor.

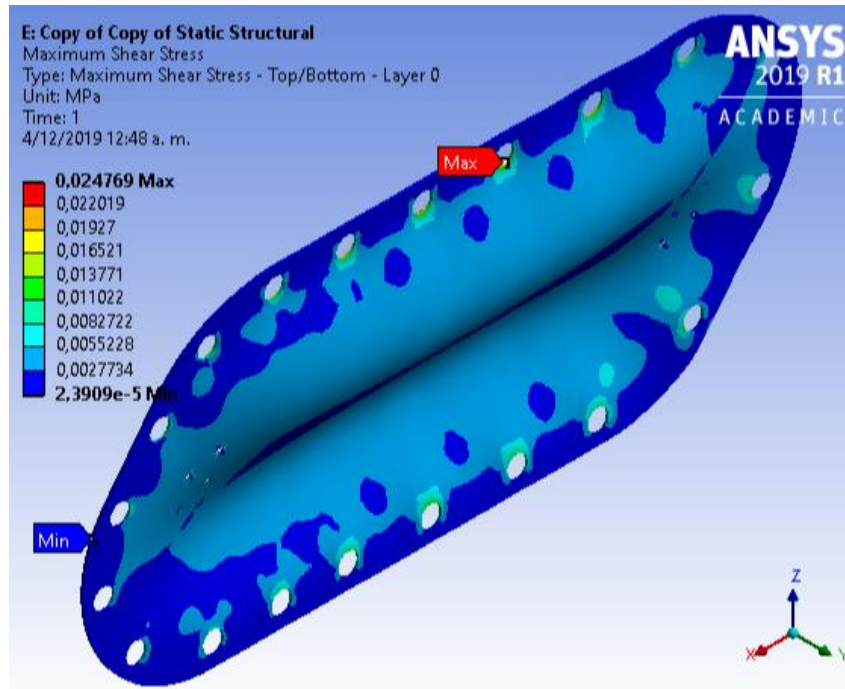


Figura 45. Máximo esfuerzo cortante con aceleración en Z Fuente: Propia del autor.

Como la aeronave puede experimentar una aceleración en el eje lateral (eje Y) en dirección positiva o negativa, se decide realizar dos simulaciones teniendo en cuenta este criterio

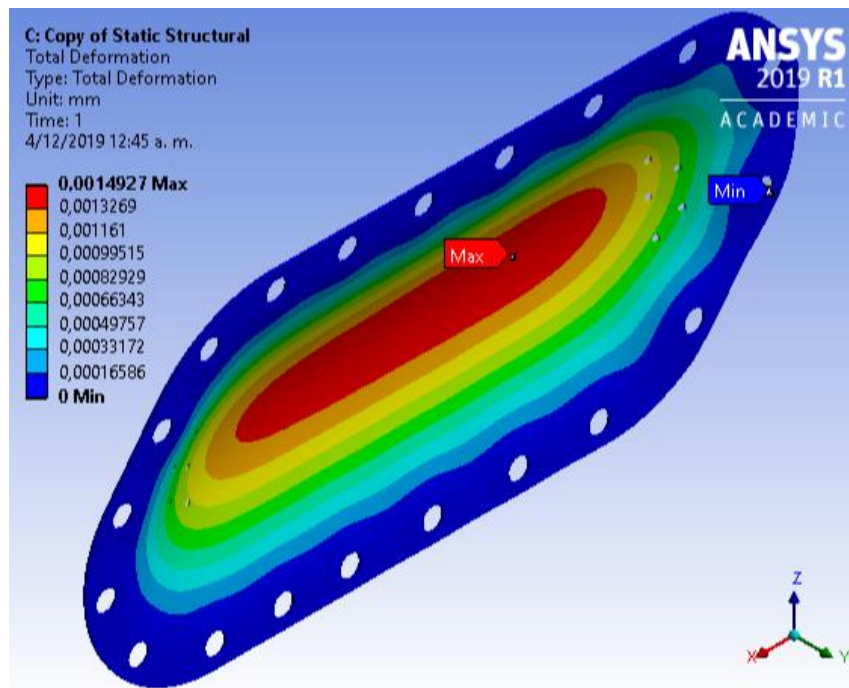


Figura 46. Deformación total con aceleración en Y positivo Fuente: Propia del autor.

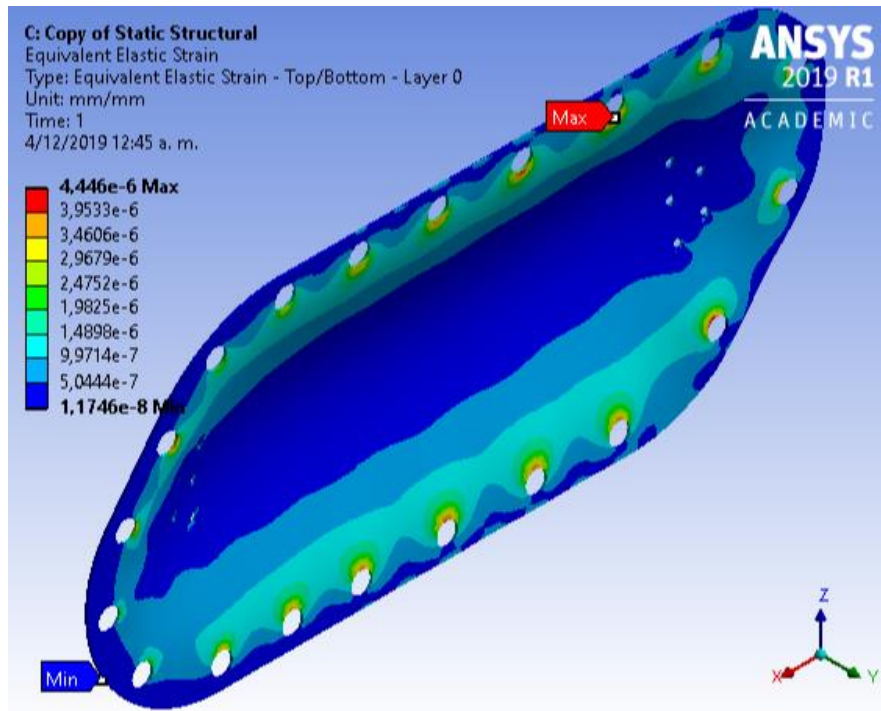


Figura 47. Deformación elástica equivalente con aceleración en Y positivo Fuente: Propia del autor.

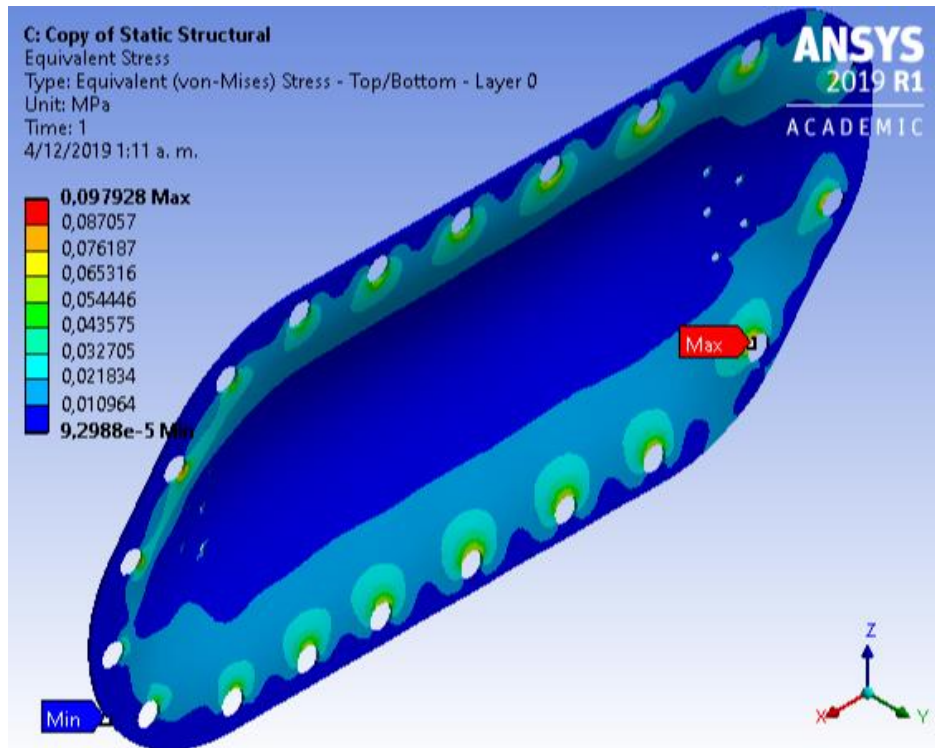


Figura 48. Esfuerzo equivalente con aceleración en Y positivo Fuente: Propia del autor.

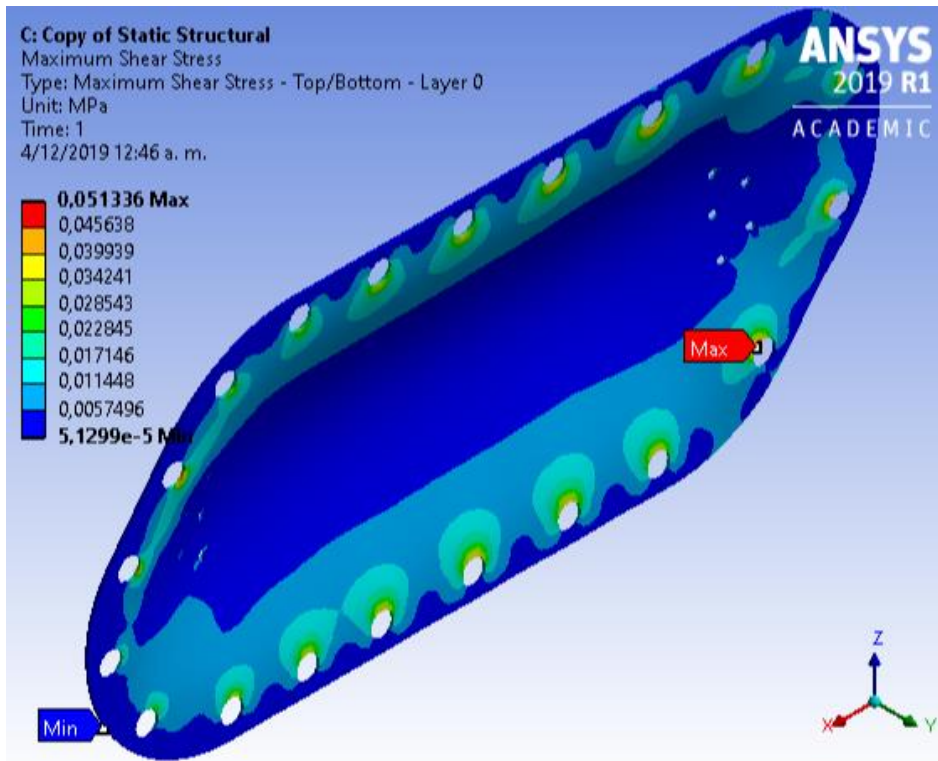


Figura 49. Máximo esfuerzo cortante con aceleración en Y positivo Fuente: Propia del autor.

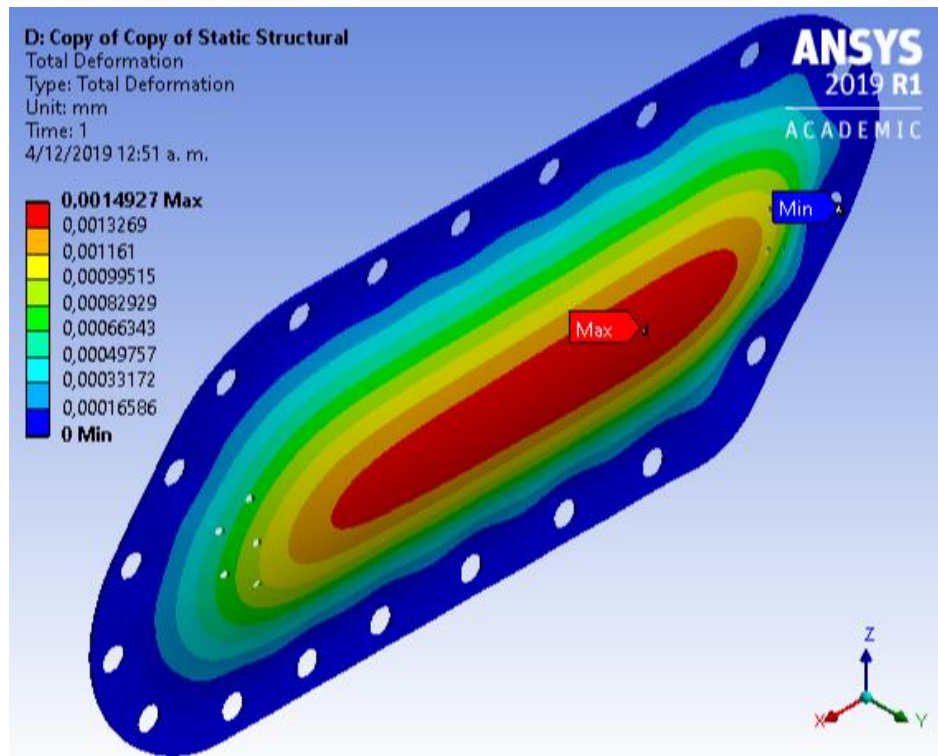


Figura 50. Deformación total con aceleración en Y negativo Fuente: Propia del autor.

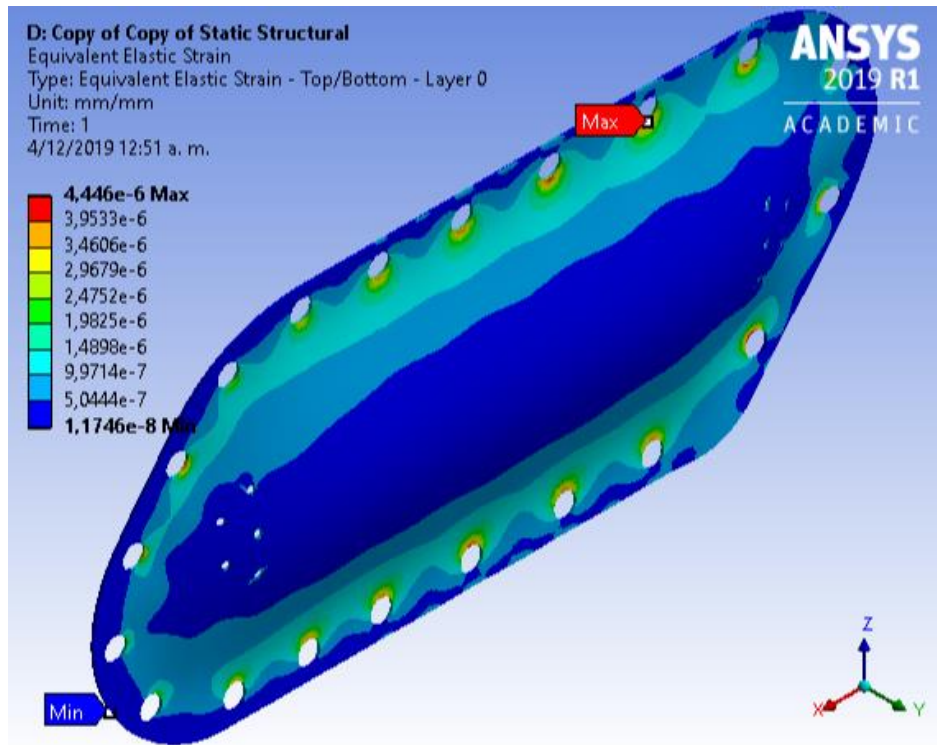


Figura 51. Deformación elástica equivalente con aceleración en Y negativo Fuente: Propia del autor.

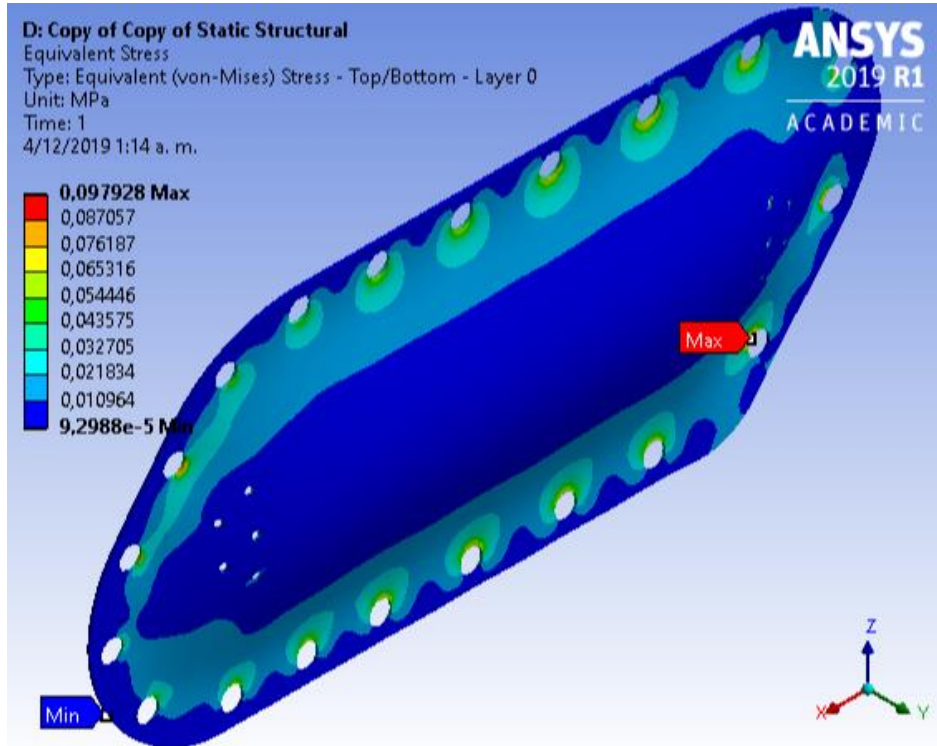


Figura 52. Esfuerzo equivalente con aceleración en Y negativo. Fuente: Propia del autor.

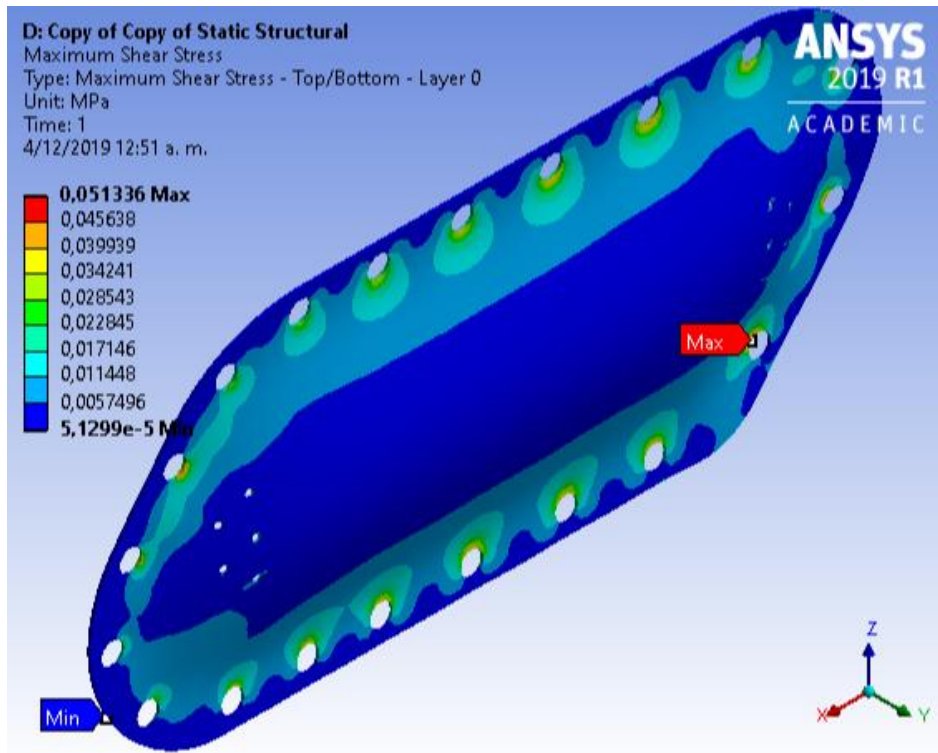


Figura 53. Máximo esfuerzo cortante con aceleración en Y negativo Fuente: Propia del autor.

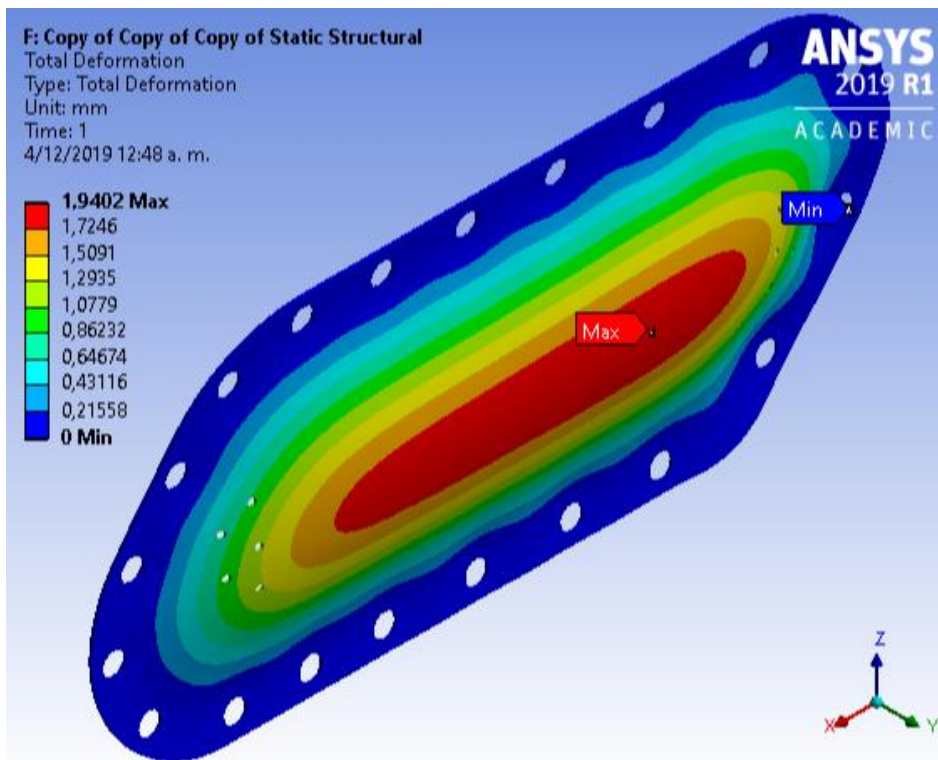


Figura 54. Deformación total con presión dinámica Fuente: Propia del autor.

A pesar de que la tapa simulada en material compuesto no cuenta con un refuerzo estructural como lo tiene la tapa de inspección original, la respuesta a los esfuerzos perpendiculares a la superficie del laminado, no llegan a generar deformaciones superiores a 2 mm.

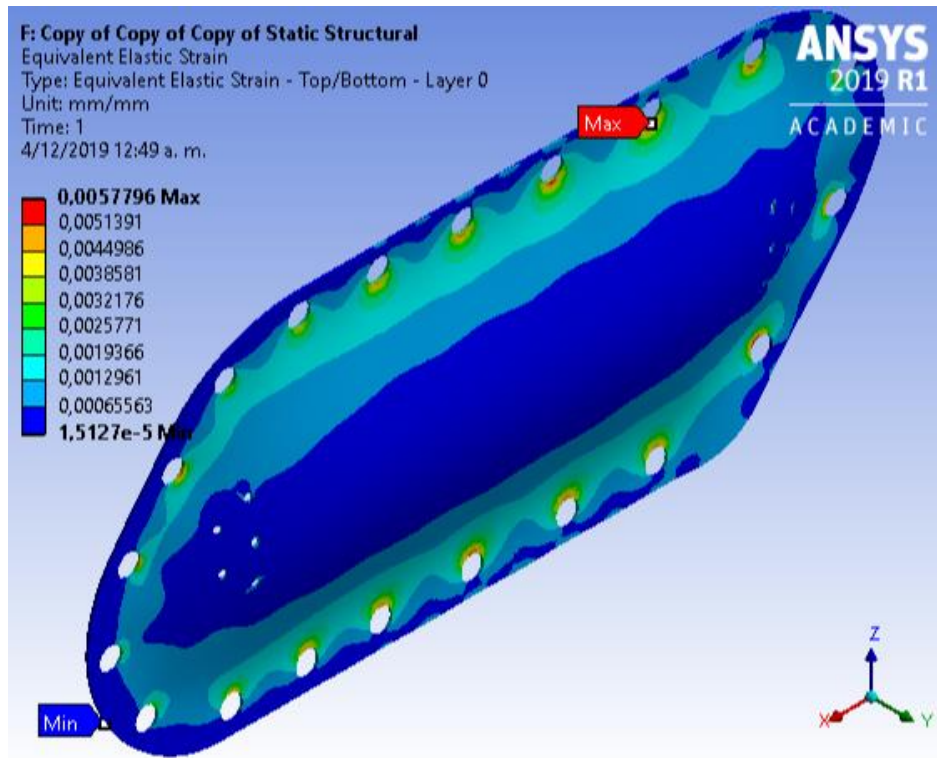


Figura 55. Deformación elástica equivalente con presión dinámica Fuente: Propia del autor.

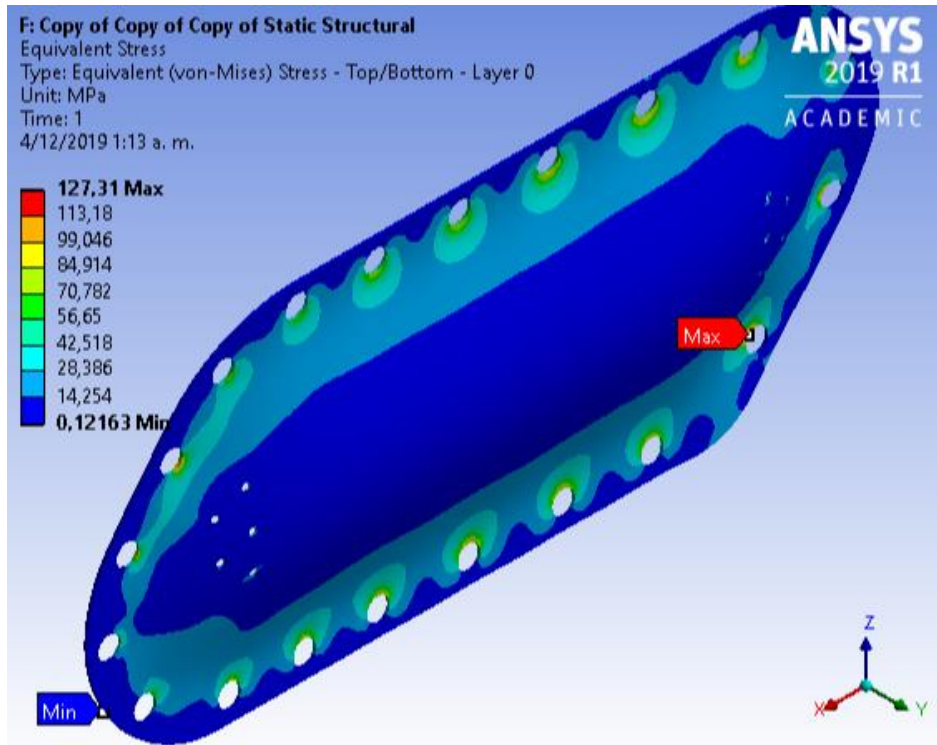


Figura 56. Esfuerzo equivalente con presión dinámica Fuente: Propia del autor.

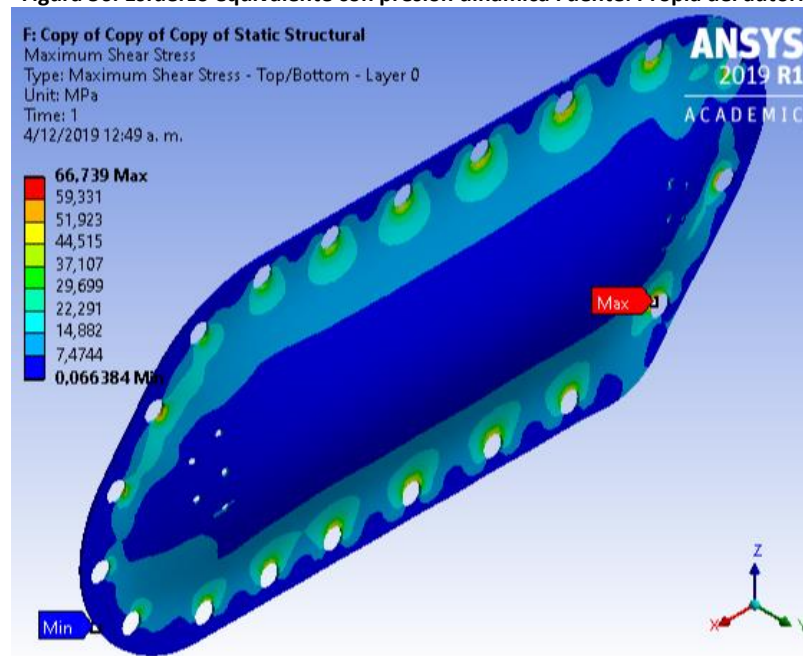


Figura 57. Máximo esfuerzo cortante con presión dinámica. Fuente: Propia del autor.

5.3. Comparación de resultados.

ALCLAD 2024-T3						
	9G (X) m/s ²	6G (Z) m/s ²	1,5G IN (-Y) m/s ²	1,5G OUT (Y) m/s ²	Presión Dinámica Pa	Unidades
	88,29	58,86	14,715	14,715	34744,3425	x
Deformación Total	0,00039995	0,00096175	0,001583	0,001583	0,52633	mm
Deformación Elástica Equivalente Von Misses	2,9385E-06	4,9282E-06	6,2473E-06	6,2473E-06	2,28E-03	mm/mm
Efuerzo Equivalente Von Misses	0,21412	0,3596	0,45593	0,45593	166,74	Mpa
Máximo Esfuerzo Cortante	0,1217	0,20701	0,26322	0,26322	96,263	Mpa

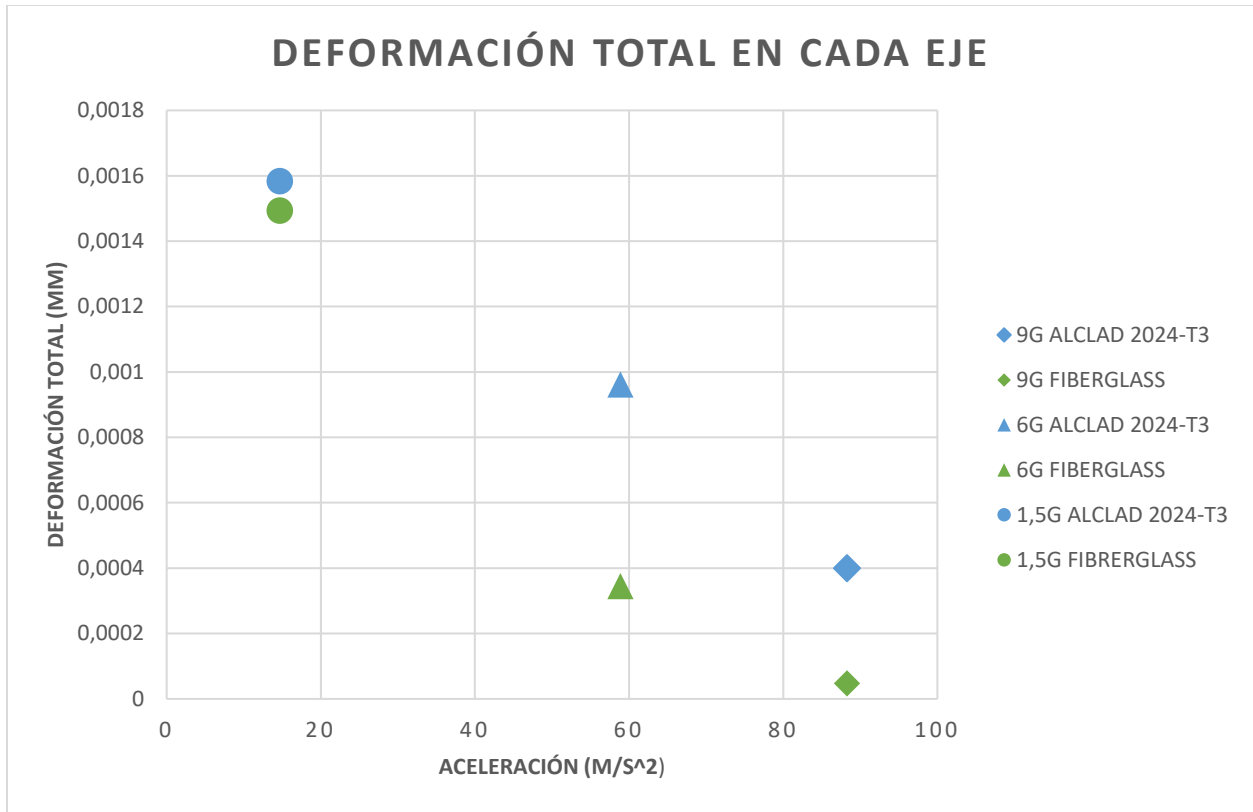
BMS 8-79 Style 7781 50" CL3 - FIBERGLASS PRE-PREG 250 DEGREE						
	9G (X) m/s ²	6G (Z) m/s ²	1,5G IN (-Y) m/s ²	1,5G OUT (Y) m/s ²	Presión Dinámica Pa	Unidades
	88,29	58,86	14,715	14,715	34744,3425	x
Deformación Total	0,000047539	0,00034466	0,0014927	0,0014927	1,9402	mm
Deformación Elástica Equivalente Von Misses	1,4107E-06	2,5849E-06	4,45E-06	4,45E-06	6,66E-02	mm/mm
Efuerzo Equivalente Von Misses	0,031562	0,043419	0,097928	0,097928	127,31	Mpa
Máximo Esfuerzo Cortante	0,018213	0,024769	0,051336	0,051336	66,739	Mpa

Tabla 7. Tabulación de resultados ALCLAD 2024-T3 Y FIBERGLASS. Fuente: Propia del autor.

Los valores obtenidos de cada simulación para cada tapa de inspección son compilados en la anterior tabulación. En esta tabla se relaciona los esfuerzos y deformaciones máximas en cada dirección con su respectiva aceleración.

Para tener una idea más clara del comportamiento mecánico que tuvo tanto la tapa de inspección original como la tapa de inspección en compuesto, se presentan las siguientes graficas comparativas, con el fin de evidenciar que la tapa de compuesto tiene mejores capacidades mecánicas que la tapa original ALCLAD 2024-T3, esto debido a la cantidad de telas dispuestas de manera simétrica y a la orientación de su secuencia.

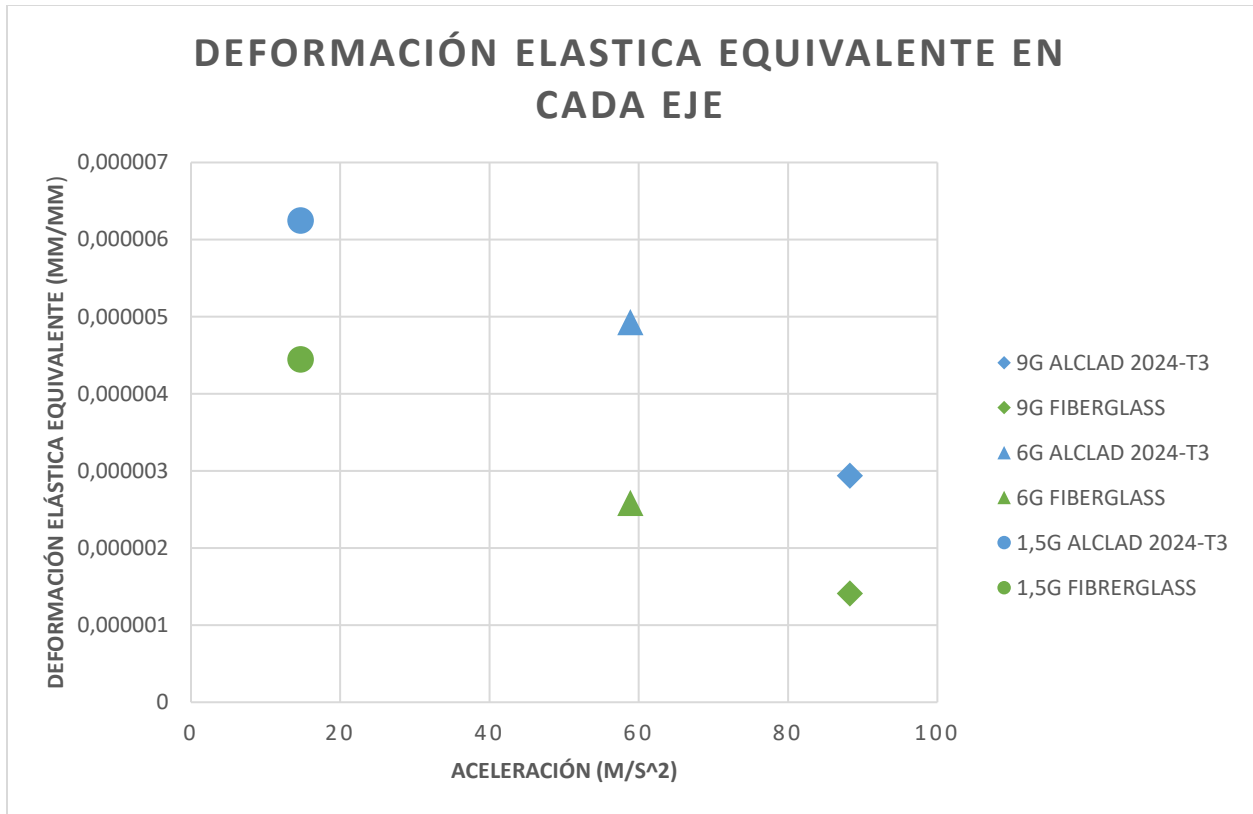
En la Grafica 3 se visualizan los valores máximos de deformación total en milímetros para cada una de las direcciones en las que se aplica la aceleración (m/s^2) en cada tipo tapa de material asignado a las tapas de inspección. De la misma forma, se observa que en la dirección donde se presenta mayor deformación total es en eje Y, es decir, cuando se aplica la aceleración de manera perpendicular a la superficie de la tapa. Lo anterior tiene sentido ya que las láminas tienen menor resistencia a la flexión o pandeo que a la tensión y/o compresión. Además, se aprecia que el comportamiento mecánico de la tapa de inspección simulada en material compuesto es mejor en cualquiera de los tres ejes de aplicación.



Gráfica 3. Deformación total en cada eje. Fuente: Propia del autor.

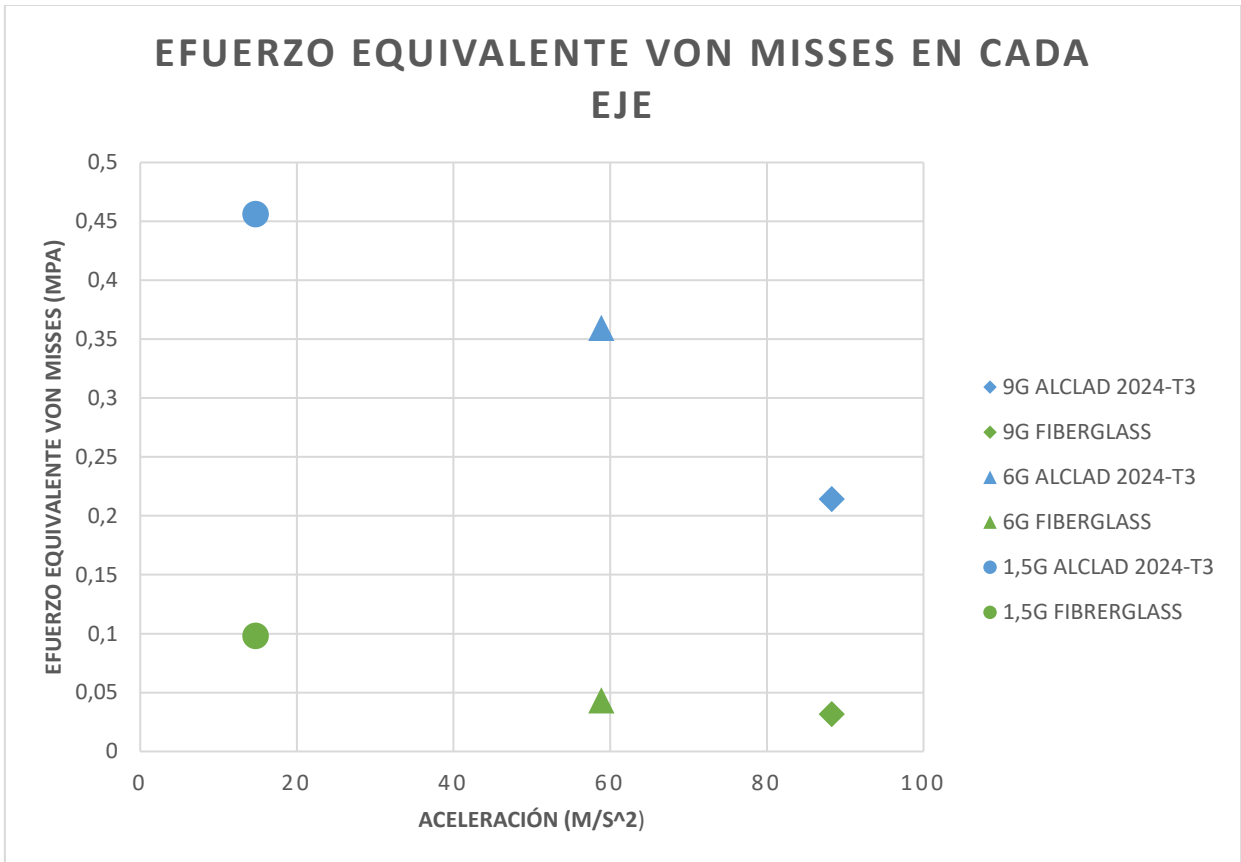
En la Grafica 4 se visualizan los valores máximos de deformación elástica equivalente (Von Misses) en milímetros para cada una de las direcciones en las que se aplica la aceleración (m/s²) en cada tipo tapa de material asignado a las tapas de inspección.

La deformación elástica equivalente nos indica el valor máximo de deformación antes de que el material pase a la zona plástica. De la misma forma, se observa que en la dirección donde se presenta mayor deformación total es en eje Y, es decir, cuando se aplica la aceleración de manera perpendicular a la superficie de la tapa. Lo anterior es coherente ya que las láminas tienen menor resistencia a la flexión que a la tensión y/o compresión.



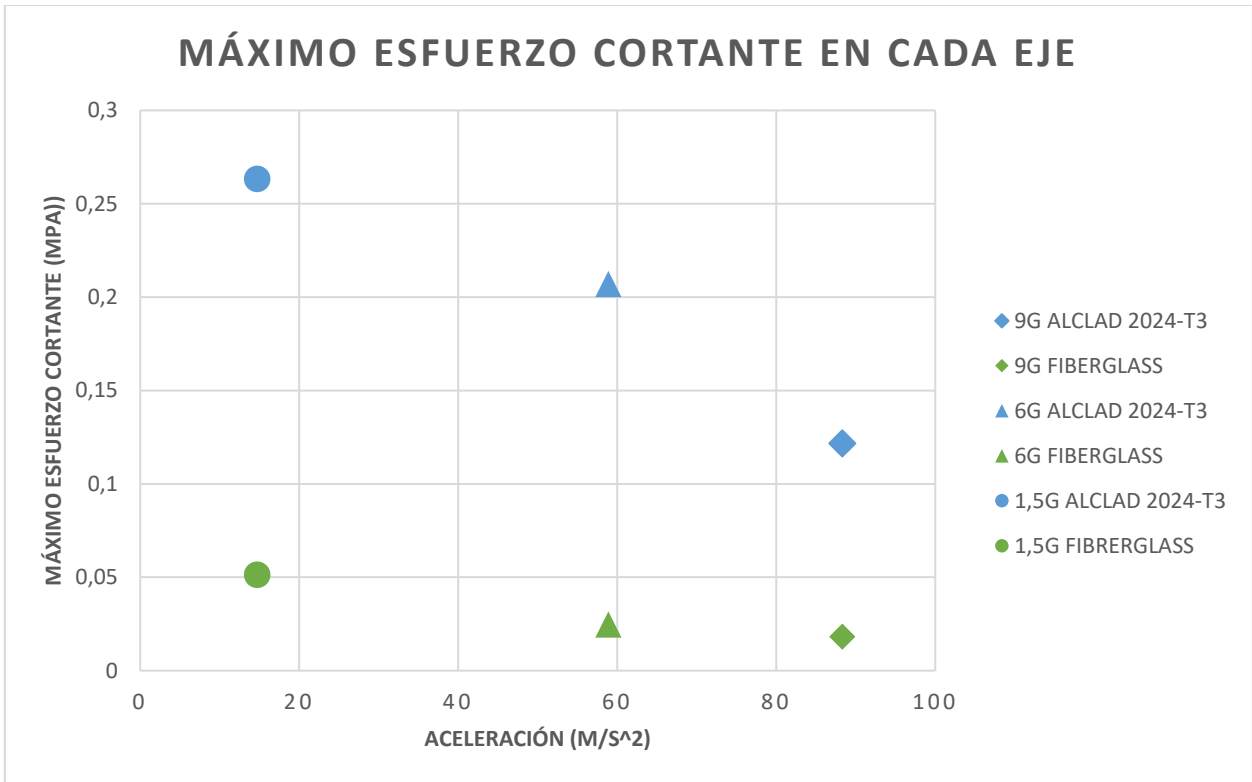
Gráfica 4. Deformación elástica equivalente en cada eje. Fuente: Propia del autor.

En la Gráfica 5 se visualizan los valores máximos de esfuerzo equivalente (Von Mises) en milímetros para cada una de las direcciones en las que se aplica la aceleración (m/s^2) en cada tipo de material asignado a las tapas de inspección. De la misma forma, se observa que en la dirección donde se presenta mayor deformación total es en eje Y, es decir, cuando se aplica la aceleración de manera perpendicular a la superficie de la tapa. Es congruente ya que las láminas tienen menor resistencia a la flexión o pandeo que a la tensión y/o compresión. Además, se aprecia que el comportamiento mecánico de la tapa de inspección simulada en ALCLAD 2024-T3 es mejor en cualquiera de los tres ejes de aplicación.



Gráfica 5. Esfuerzo equivalente Von Misses en cada eje. Fuente: Propia del autor.

En la Grafica 6 se visualizan los valores máximos de esfuerzo cortante en Mpa para cada una de las direcciones en las que se aplica la aceleración (m/s^2) en cada tipo tapa de material asignado a las tapas de inspección. De la misma forma, se observa que en la dirección donde se presenta mayor deformación total es en eje Y, es decir, cuando se aplica la aceleración de manera perpendicular a la superficie de la tapa. Lo anterior es acorde ya que las láminas tienen menor resistencia a la flexión o pandeo que a la tensión y/o compresión. Además, se aprecia que el comportamiento mecánico de la tapa de inspección simulada en ALCLAD 2024-T3 es mejor en cualquiera de los tres ejes de aplicación.



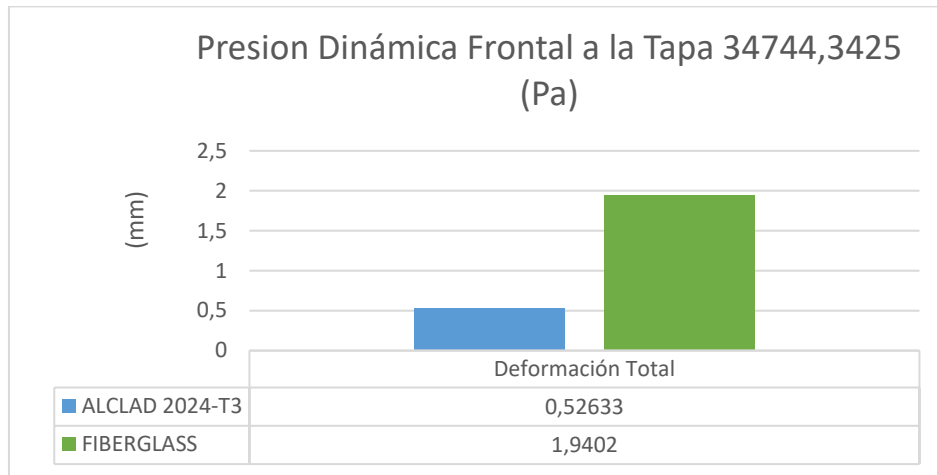
Gráfica 6. Máximo esfuerzo cortante. Fuente: Propia del autor

Además se observa en la gráfica anterior que la tapa de inspección simulada en material compuesto representa soporta 0,195 Mpa menos (aproximadamente 80,5%) en comparación con la tapa de inspección simulada en ALCLAD 2024-T3, cuando se aplica la aceleración de manera perpendicular a la superficie de la tapa. Es congruente afirmar que en la dirección donde se presenta mayor deformación total es en eje Y, ya que las láminas tienen menor resistencia a la flexión o pandeo que a la tensión y/o compresión

Para el análisis de la presión dinámica ejercida sobre la tapa por el fluido aerodinámico, aplicando los valores de densidad del aire a la altura de techo de vuelo y la velocidad máxima operativa de la aeronave según la Tabla 6, se obtiene una presión de 3474,3425 Pa. Esta presión sería la que soportaría la tapa de inspección de la aeronave suponiendo que la tapa de inspección se encontrara de frente contra el fluido, lo cual no ocurre ya que la tapa se encuentra en el eje

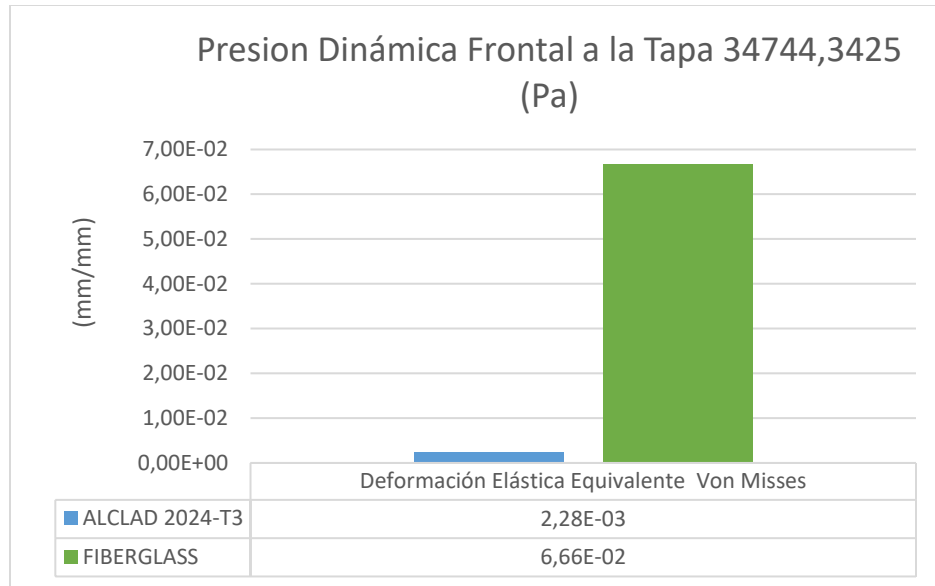
longitudinal del fuselaje.

La Grafica 7 muestra la deformación total para los dos materiales de cada tapa de inspección, en este caso refleja que la tapa de compuesto presenta una deformación mayor que la del ALCLAD 2024-T3 de 1.41 mm en el eje lateral.



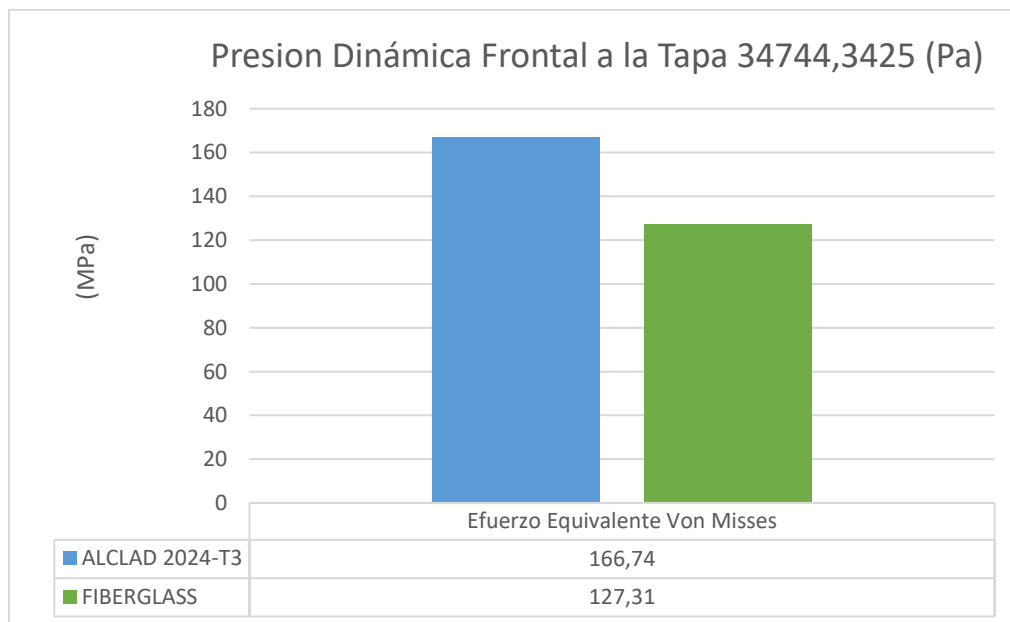
Gráfica 7. Deformación total debido a presión dinámica. Fuente: Propia del autor.

En la Gráfica 8 se visualiza la deformación elástica equivalente para los dos materiales de cada tapa de inspección, en este caso refleja que la tapa de compuesto presenta una deformación mayor que la del ALCLAD 2024-T3 de 0.0643 mm en el eje lateral.



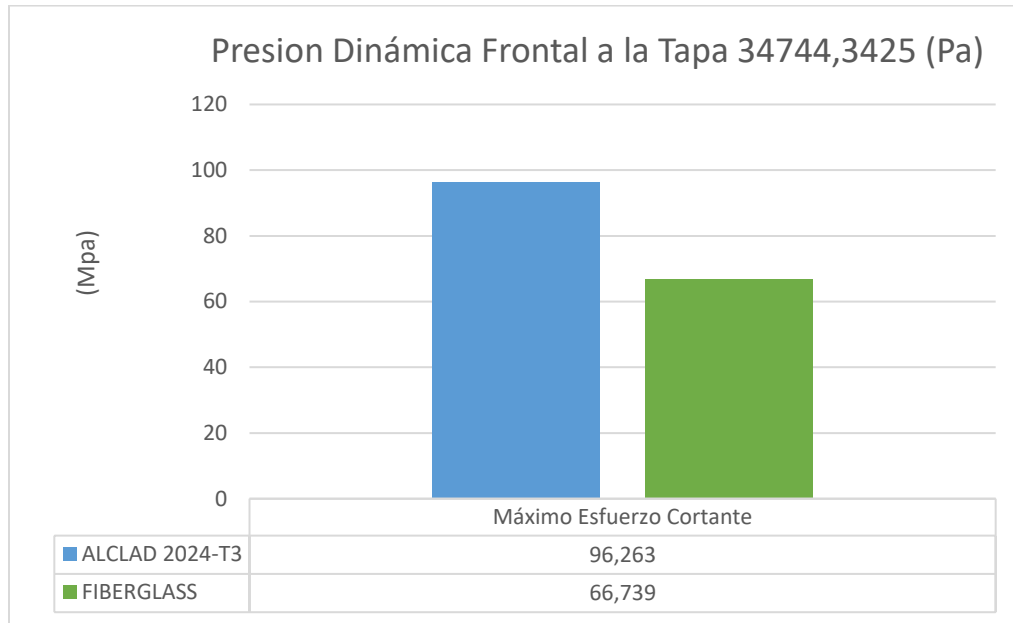
Gráfica 8. Deformación equivalente Von Misses debido a presión dinámica. Fuente: Propia del autor.

La Gráfica 9 refleja que la tapa de inspección simulada en material ALCLAD 2024-T3 soporta 39,43 MPa en relación a la tapa fabricada en material compuesto.



Gráfica 9. Esfuerzo equivalente Von Misses debido a presión dinámica. Fuente: Propia del autor.

La Gráfica 10 refleja que la tapa de inspección simulada en fibra de vidrio soporta 29,52 MPa menos en comparación a la tapa de inspección elaborada en material ALCLAD 2024-T3



Gráfica 10. Máximo esfuerzo cortante debido a presión dinámica. Fuente: Propia del autor.

5.4. Cálculo de laminado BMS 8-79 Style 7781 50" CL3 - Fiberglass Pre-Preg 250 Degree

El siguiente cálculo matemático se realiza con las ecuaciones y matrices anteriormente mencionadas, asignando las propiedades mecánicas de dicha fibra y según las orientaciones simétricas designadas en la simulación de la tapa en compuesto. Estos datos son reemplazados en las matrices iniciales para resolverse de la manera descrita en el marco teórico 3.1.9. Procedimiento de Análisis de Tensiones y Deformaciones de una lámina. Para la solución de las matrices y el procesamiento matemático se utiliza el programa Microsoft EXCEL® el cual resulta útil para la solución de casos en los que se cuenta con un número considerable de datos y valores numéricos

relacionados, ya que en la hoja de cálculo es posible ser organizados, procesados con rapidez y obtener resultados confiables.

El siguiente procedimiento es realizado con base a las ecuaciones descritas en el marco teórico para la solución de esfuerzos y deformación de un laminado en cualquier dimensión.

Paso 1: Propiedades elásticas de la lámina ortotrópica.

Propiedades elásticas de la lámina ortotrópica		
Propiedad	Valor	Unidades
E₁	23,4	Gpa
E₂	25,51	Gpa
v₁₂	0,115	-
G₁₂	5,22	GPa
Espesor	0,0026	mm

Tabla 8. Propiedades del lamindo ortotrópico. Fuente: Propia del auto.

Orientación de las telas	
Ángulo	Ángulo en radianes
45	0,785398163
0	0
-45	-0,785398163

Tabla 9. Orientación de las telas. Fuente: Propia del autor.

Altura telas
0,0078
0,0052
0,0026
0
-0,0026
-0,0052
-0,0078

Tabla 10. Espesor de telas sobrepuestas. Fuente: Propia del autor.

	45	0	-45
m	0,70710678	1	0,70710678
n	0,70710678	0	-0,70710678

Tabla 11. Cordenadas según la orientación. Fuente: Propia del autor.

Paso 2: Matriz de rigidez reducida de la lámina en relación del sistema local de coordenadas.

Matriz de rigidez reducida	
Q _{local}	
Q ₁₁	23,74230494
Q ₁₂	2,976564653
Q ₁₂	2,976564653
Q ₂₂	25,88317089
Q ₁₆	0
Q ₁₆	0
Q ₂₆	0
Q ₂₆	0
Q ₆₆	5,22

$$=$$

23,7423049	2,976564653	0
2,97656465	25,88317089	0
0	0	5,22

Tabla 12. Matriz de rigidez reducida y su representación matricial. Fuente: Propia del autor.

Paso 3: Matriz de rigidez reducida transformada de cada lámina en relación al sistema global de coordenadas.

Matriz de rigidez reducida transformada		
Qk Global ₄₅		
19,1146513	8,674651283	-0,535216489
8,67465128	19,11465128	-0,535216489
-0,53521649	-0,53521649	10,91808663

Tabla 13. Matriz resultante transformada a 45. Fuente: Propia del autor.

Matriz de rigidez reducida transformada		
Qk Global ₀		
23,7423049	2,97656465	0
2,97656465	25,8831709	0
0	0	5,22

Tabla 14. Matriz resultante transformada a -45. Fuente: Propia del autor.

Matriz de rigidez reducida transformada		
Qk Global ₋₄₅		
19,1146513	8,67465128	0,53521649
8,67465128	19,1146513	0,53521649
0,53521649	0,53521649	10,9180866

Tabla 15. Matriz resultante transformada a 0. Fuente: Propia del autor.

Paso 4: Inversas de las Sub-matrices A, B y D de la matriz de rigidez del laminado en relación al sistema global de coordenadas.

Inversa A		
3,46328081	-1,09797957	0
-1,09797957	3,347633739	0
0	0	7,107719575

Tabla 16. Submatriz A. Fuente: Propia del autor.

Inversa B y C		
0	0	0
0	0	0
0	0	0

Tabla 17. Tabla 16. Submatriz B Y C. Fuente: Propia del autor.

Inversa D		
177314,088	-61076,23	4393,157766
-61076,23	172595,2324	4214,810743
4393,15777	4214,810743	335135,3396

Tabla 18. Tabla 16. Submatriz D. Fuente: Propia del autor.

Paso 5: Deformaciones en el plano medio y las curvaturas en relación al sistema global de coordenadas.

Eox	3,463280813	-1,09797957	0	0	0	0	21,55	Nx
Eoy	-1,097979569	3,34763374	0	0	0	0	0	Ny
Eoxy	0	0	7,107719575	0	0	0	0	Nxy
Kx	0	0	0	177314,0877	-61076,23	4393,15777	0	Mx
Ky	0	0	0	-61076,23	172595,232	4214,81074	0	My
Kxy	0	0	0	4393,157766	4214,81074	335135,34	0	Mxy

Tabla 19. Matriz de comportamiento de tensiones bajo una carga. Fuente: Propia del autor.

Paso 6: Solución paso cinco.

Global ₄₅ Kpa	
σ_x	1221,342267
σ_y	195,1407836
σ_{xy}	-27,28118433

Global ₀ kpa	
σ_x	1701,546235
σ_y	-390,2815672
σ_{xy}	0

Global ₋₄₅ Kpa	
σ_x	1221,342267
σ_y	195,1407836
σ_{xy}	27,28118433

Promedio en σ_x	Unidades
1381,410256	Kpa
1,381410256	MPa

Tabla 20. Matriz solución. Fuente: Propia del autor.

Capítulo 6

Conclusiones y recomendaciones

- El diseño preliminar de la tapa de inspección en material compuesto y soporte de antena cuyo propósito es ser reemplazada por la tapa de inspección original y que sobre esta nueva tapa pueda ser instalada una antena UHF-SHF al interior del cono de cola de una aeronave Beechcraft B300 presentado en este proyecto, se ha diseñado y simulado obteniendo los resultados de las propiedades de deformación y esfuerzos máximos del compuesto al ser comparados y analizados con la tapa de inspección original evidencian propiedades mecánicas inferiores. No obstante de acuerdo a la regulación FAR 25.561 es posible hacer la instalación de la tapa sin afectar la aeronavegabilidad de la aeronave, ni la integridad de la antena a instalar.
- El análisis preliminar del módulo ACP utilizado para la simulación de la tapa en compuesto se soluciona teniendo en cuenta la rigidez que le proporciona el soporte de la antena y la aceleración y la presión dinámica calculadas de acuerdo con la regulación FAR 25.561 y las características de la aeronave en vuelo de crucero. El módulo “*Static Structural*” se utilizó para calcular la deformación total, el estrés equivalente Von-Mises y la deformación equivalente Von-Mises.
- Teniendo en cuenta que para dar solución al análisis de datos mediante la simulación de la tapa de inspección de material ALCLAD 2034-T3 y FiberGlass Prepreg es necesario, en primera instancia, realizar el modelamiento de las partes mediante el software de diseño asistido por computadora CAD.

Adicionalmente, para obtener una compilación de datos, es necesario realizar el

modelamiento de los elementos a simular de la forma en que sean un solo cuerpo de parte y no un ensamble de partes, pues de esta manera, es mas sencillo realizar el mallado del cuerpo en comparación a la elaboración de mallado de un ensamble.

- Para realizar la comparación de datos es necesario realizar la simulación de la tapa en material compuesto y la tapa original de la aeronave mediante el software ANSYS. Es relevante tener en cuenta el módulo ACP para asignar correctamente el número de telas, así como su orientación [0,45, -45,0] para obtener una respuesta de datos, producto de la simulación, de un material compuesto que asemeja sus propiedades a un material isotrópico.
- La deformación total de la tapa de material compuesto respecto a la tapa de inspección original, se concluye que la tapa elaborada en material compuesto ingresa primero a la zona plástica al ser sometida a los esfuerzos aplicados según FAR 25.561 en las tres dirección X, Y y Z.

De la misma forma, al comparar los resultados de esfuerzo Von-Misses y deformación total equivalente Von-Misses de las dos tapas de inspección se concluye que en cualquier resultado de las cargas aplicadas bajo condiciones de aterrizaje de emergencia FAR 25.561, la tapa de inspección simulada en material compuesto soporta una menor capacidad de carga y deformación máxima respecto a la tapa de inspección original.

- Al comparar los datos de esfuerzo máximo Von-Misses de la simulación de la tapa de inspección versus el cálculo del laminado teórico según lo propuesto por McCallister, se aprecia que hay una diferencia de 1,34 MPa. La variación de los datos obtenidos se debe a que el cálculo teórico se realiza bajo la suposición de un laminado plano mientras que la

tapa de inspección presenta una curvatura (natural del fuselaje) y además, la tapa simulada está perforada por los orificios de sujeción al fuselaje junto a los orificios de remache del soporte de antena.

Bibliografía

- Unidad Administrativa Especial Aeronáutica Civil. (17 de 5 de 2007). *RESOLUCIÓN NÚMERO # 02289(Sección 6.1.1.)*. (U. A. CIVIL, Ed.) República de Colombia.
- Chun-Yung Niu , M. (1992). *Composite Airframe Structure*. Hong Kong: Conmilit Press Ltda.
- Code of Federal Regulations. (05 de 11 de 2019). *electronic-CFR*. Obtenido de https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=db4bb5a08fbf4c11566911c995cd4bdb&mc=true&node=se14.1.25_1561&rgn=div8
- COMPOSITE , M. (15 de 10 de 2019). *ANSYS*. Obtenido de www.ansys.com/products/structures/composite-materials.
- Comunicaciones Estratégicas CACOM 1. (29 de 3 de 2019). www.fac.mil.co.
- CREUS, A. (2010). *Iniciación a la aeronautica*. Madrid: Ediciones Díaz de Santos.
- CREUS, A. (2010). *Iniciación a la aeronautica*. Madrid: Ediciones Días de Santos.
- CREUS, A. (2010). *Iniciación a la aeronautica*. Madrid: Ediciones Diaz de Santos.
- CREUS, A. (2010). *Iniciación a la aeronautica*. Madrid: Ediciones Díaz de Santos.
- CREUS, A. (2010). *Iniciación a la aeronautica*. Madrid: Ediciones Díaz de Santos.
- Escudero López, D. (2001). *ResearchGate*. Obtenido de https://www.researchgate.net/scientific-contributions/2017942132_Domingo_Escudero_Lopez
- GARCÍA , S. (2007). *ANALISIS DE LAMINADOS DE MATERIALES COMPUESTOS CON PRECARGA EN SU PLANO Y SOMETIDOS A IMPACTO*. Universidad Carlos III de Madrid, Leganés. Obtenido de <https://e-archivo.uc3m.es/>
- GARCÍA, S. (2007). *ANALISIS DE LAMINADOS DE MATERIALES COMPUESTOS CON PRECARGA EN SU PLANO Y SOMETIDOS A IMPACTO*. Universidad Carlos III de Madrid, Leganés. Obtenido de <https://e-archivo.uc3m.es/>
- García-Cuevas González, L. M., Carreres Talens, M., & Tiseira Izaguirre, A. O. (s.f.). *Arquitectura general de aeronaves*. Universidad Politécnica de València, Valencia. Obtenido de <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/105195/Garc%C3%ADa-Cuevas%3BCarreres%3BTiseira%20-%20Arquitectura%20de%20aeronaves.pdf?sequence=1&isAllowed=y>
- HEXCEL ®. (2019). *HEXCEL*. Recuperado el 25 de 10 de 2019, de <https://www.hexcel.com/Products/Fabrics-Reinforcements/HexForce-Reinforcements>
- HEXCEL. (2019). *HEXCEL*. Obtenido de https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/HexPly_F155_us_DataSheet.pdf

- IEEE International Committee on Electromagnetic Safety (SCC39). (2006). *IEEE Standard for Safety Levels with Respect to Human Exposure to Radio Frequency Electromagnetic Fields, 3 kHz to 300 GHz*. NEW YORK: IEEE.
- KANANI, A. (2019). *Full Composite Tutorial in ANSYS*. ArmiN YK.
- Loewenstein, K. L. (1975). The Manufacture of Continuous Glass Fibres . *Elsevier Scientific*, 2-94.
- Organización Mundial de la Salud. (5 de 2006). *who.int*.
- PEREIRA, J. C. (s.f.). *CURSO DE PROJETO ESTRUTURAL COM MATERIAIS COMPOSTOS*. Universidade Federal de Santa Catarina, Santa Catarina.
- PINFOLD, M. (1976). *MECHANICAL PROPERTIES OF THE FIBERGLASS PREPREG SYSTEM USED FOR THE NATIONAL TRANSONIC FACILITY REPLACEMENT BLADE SET*. Universidad de Warwick.
- Pozo Espín, D. F. (22 de Febrero de 2010). *Diseño y construcción de una plataforma didáctica para medir ángulos de inclinación usando sensores inerciales como acelerómetro y giroscopio*. Recuperado el 05 de Enero de 2019, de <http://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/1794>
- Russell, H. (2011). *MECÁNICA DE MATERIALES* (Vol. Octava edición). México: PEARSON.
- SAAB. (2018). GUERRA ELECTRÓNICA. *SAAB EN FOCO*, 6. Obtenido de www.saab.com/es/region/latin-america
- Sanjay, M., & Dean, R. (2007). *A Market Assessment and Impact Analysis of the Owens Corning Acquisition of Saint-Gobain's Reinforcement and Composites Business*.
- STUPENENGO, F. (2011). Materiales y materias primas. *Guía didáctica Capítulo 10*, pp 7. Ciudad Autónoma de Buenos Aires, Argentina: MINISTERIO DE EDUCACIÓN.
- STUPENENGO, F. (2011). *Materiales y materias primas*. Madrid: MINISTERIO DE EDUCACIÓN.
- STUPENENGO, F. (2011). *Materiales y materias primas*. Madrid: MINISTERIO DE EDUCACIÓN.
- U.S Department of Transportation Federal Aviation Administration. (10 de 2019). *FAA*. Obtenido de https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC%2043.13-2B.pdf
- Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil. (26 de 05 de 2009). *Aerocivil.gov.co*. Obtenido de <http://www.aerocivil.gov.co/autoridad-de-la-aviacion-civil/certificacion-y-licenciamiento/Certificado%20tipo%20validado/REPORTE%20GSAC-4%200-8-02%20Hawker%20Beechcraft%20B300-B300C.pdf>
- Vega, C. F. (1992). La Guerra Electrónica en las operaciones modernas. *Military Review*, 17.

Apéndice A

Propiedades Mecánicas del ALCLAD 2024-T3 y FIBERGLASS

Table 3.2.3.0(b₁). Design Mechanical and Physical Properties of 2024 Aluminum Alloy Sheet and Plate

Specification	AMS 4037 and AMS-QQ-A-250/4															AMS-QQ-A-250/4				
	Sheet						Plate									Sheet	Plate			
Form	T3						T351									T361				
Temper	T3						T351									T361				
Thickness, in.	0.008-0.009	0.010-0.128	0.129-0.249	0.250-0.499	0.500-1.000	1.001-1.500	1.501-2.000	2.001-3.000	3.001-4.000	0.020-0.062	0.063-0.249	0.250-0.500								
Basis	S	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	S	S	S		
Mechanical Properties:																				
F_u , ksi:																				
L	64	64	65	65	66	64	66	63	65	62	64	62	64	60	62	57	59	68	69	67
LT	63	63	64	64	65	64	66	63	65	62	64	62	64	60	62	57	59	67	68	66
ST	52 ^a	54 ^a	49 ^a	51 ^a
F_T , ksi:																				
L	47	47	48	47	48	48	50	48	50	47	50	47	49	46	48	43	46	56	56	54
LT	42	42	43	42	43	42	44	42	44	42	44	42	44	42	44	41	43	50	51	49
ST	38 ^a	40 ^a	38 ^a	39 ^a
$F_{0.2}$, ksi:																				
L	39	39	40	39	40	39	41	39	41	39	40	38	40	37	39	35	37	47	48	46
LT	45	45	46	45	46	45	47	45	47	44	46	44	46	43	45	41	43	53	54	52
ST	46	48	44	47
$F_{0.01}$, ksi:																				
L	39	39	40	40	41	38	39	37	38	37	38	37	38	35	37	34	35	42	42	41
(e/D = 1.5)	104	104	106	106	107	97	100	95	98	94	97	94	97	91	94	86	89	111	112	109
(e/D = 2.0)	129	129	131	131	133	119	122	117	120	115	119	115	119	111	115	106	109	137	139	135
$F_{0.2}^b$, ksi:																				
(e/D = 1.5)	73	73	75	73	75	72	76	72	76	72	76	72	76	72	76	70	74	82	84	81
(e/D = 2.0)	88	88	90	88	90	86	90	86	90	86	90	86	90	86	90	84	88	97	99	96
e , percent (S-basis):																				
LT	10	c	...	c	...	12	...	8	...	7	...	6	...	4	...	4	...	8	9	9 ^d
E , 10 ³ ksi	10.5						10.7									10.5			10.7	
E_c , 10 ³ ksi	10.7						10.9									10.7			10.9	
G , 10 ³ ksi	4.0						4.0									4.0			4.0	
μ	0.33						0.33									0.33			0.33	
Physical Properties:																				
α , lb/in.	0.100																			
C, K, and α	See Figure 3.2.3.0																			

a Caution: This specific alloy, temper, and product form exhibits poor stress-corrosion cracking resistance in this grain direction. It corresponds to an SCC resistance rating of D, as indicated in Table 3.1.2.3.1(a).
 b Bearing values are "dry pin" values per Section 1.4.7.1. See Table 3.1.2.1.1.
 c See Table 3.2.3.0(c).
 d 10% for 0.500 inch.

Tabla 21. Tabla de propiedades mecánicas ALCLAD 2024 T3. Fuente: MMPDS-01 (2003)

3-71

MMPDS-01
31 January 2003

MATERIAL:		E-Glass 7781/EA 9396 8-harness satin weave fabric				Table 6.2.4(a) EGI/Ep 295-8HS E-7781/EA 9396 Tension, 1-axis $[0]_x$ 72/A,72/W Interim, Screening		
RESIN CONTENT:	25.9-27.7 wt%	COMP: DENSITY:	1.89-1.93 g/cm ³					
FIBER VOLUME:	54.1-55.8 %	VOID CONTENT:	3.7-5.4%					
PLY THICKNESS:	0.0085-0.0086 in.							
TEST METHOD:		MODULUS CALCULATION:						
ASTM D 3039-78		Chord between 1000 and 3000 μ e						
NORMALIZED BY:		Specimen thickness and batch fiber areal weight to 50% fiber volume (0.0085 in. CPT)						
Temperature (°F)	72 Ambient		72 (1)					
Moisture Content (%)	30		140, 95-100 30					
Equilibrium at T, RH								
Source Code								
		Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured	
F_{ij}^m (ksi)	Mean	48.3	51.8	15.7	16.4			
	Minimum	45.5	49.0	13.4	13.6			
	Maximum	54.1	57.9	17.0	18.3			
	C.V.(%)	4.77	5.17	6.44	7.74			
	B-value	(2)	(2)	(2)	(2)			
	Distribution	Nonpara.	Normal	Weibull	Weibull			
	C ₁	8	51.8	16.1	16.9			
C ₂	1.54	2.68	17.8	15.8				
No. Specimens	15		15					
No. Batches	3		3					
Data Class	Interim		Interim					
E_{ij}^l (Msi)	Mean	3.39	3.62	3.16	3.30			
	Minimum	3.25	3.45	2.97	3.07			
	Maximum	3.48	3.77	3.30	3.52			
	C.V.(%)	2.18	2.51	2.64	3.93			
	No. Specimens	15		15				
No. Batches	3		3					
Data Class	Interim		Interim					
ν_{ij}^l	Mean	0.115		0.084				
	No. Specimens	6		7				
	No. Batches	3		3				
	Data Class	Screening		Screening				
ϵ_{ij}^m (μ e)	Mean	17700		5100				
	Minimum	16400		4260				
	Maximum	21800		5850				
	C.V.(%)	7.72		8.83				
	B-value	(2)		(2)				
	Distribution	Nonpara.		Weibull				
	C ₁	8		5290				
C ₂	1.54		13.8					
No. Specimens	15		15					
No. Batches	3		3					
Data Class	Interim		Interim					

- (1) Unknown weight gain
 (2) Basis values are presented only for A and B data classes.
 (3) Most failures were under the tabs, but were included since the strengths were consistent with correct failure modes.

Tabla 22. Tensión en el eje X. Fuente: MIL-HDBK-17-2F, Volume 2 of 5 (2002)

MATERIAL:		E-Glass 7781/EA 9396 8-harness satin weave fabric				Table 6.2.4(b) EG/Ep 295-8HS E-7781/EA 9396 Tension, 2-axis [0]_s 72/A, -65/A, 200/A Interim, Screening	
RESIN CONTENT:		25.9-27.7 wt%		COMP. DENSITY: 1.89-1.94 g/cm ³			
FIBER VOLUME:		54.0-56.5 %		VOID CONTENT: 3.7-5.4 %			
PLY THICKNESS:		0.0085-0.0086 in.					
TEST METHOD:		MODULUS CALCULATION:					
ASTM D 3039-76		Chord between 1000 and 3000 μ e					
NORMALIZED BY:		Specimen thickness and batch fiber areal weight to 50% fiber volume (0.0085 in. CPT)					
Temperature (°F)		72 Ambient		-65 Ambient		200 Ambient	
Moisture Content (%)		30		30		30	
Equilibrium at T, RH							
Source Code							
		Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured
F ₂ ⁰ (ksi)	Mean	50.5	54.3	67.2	71.9	42.4	45.2
	Minimum	45.1	48.5	56.7	59.2	35.4	37.0
	Maximum	54.1	59.0	78.7	83.2	47.9	50.5
	C.V.(%)	5.96	6.14	8.62	9.03	6.42	6.80
	B-value Distribution	(1) Weibull	(1) Weibull	(1) Weibull	(1) ANOVA	(1) Weibull	(1) Weibull
C ₁		51.8	55.7	69.7	74.7	43.6	46.5
	C ₂	19.5	20.5	11.2	36.8	15.4	18.3
No. Specimens		15		15		15	
No. Batches		3		3		3	
Data Class		Interim		Interim		Interim	
E ₂ ¹ (Msi)	Mean	3.41	3.67	3.89	4.15	3.31	3.53
	Minimum	3.25	3.38	3.74	3.97	3.19	3.36
	Maximum	3.82	4.15	3.96	4.30	3.48	3.68
	C.V.(%)	5.39	6.11	1.63	2.68	2.50	2.79
	No. Specimens	15		14		15	
No. Batches	3		3		3		
Data Class	Interim		Screening		Interim		
v ₂₁ ¹	Mean	0.127		0.157		0.101	
	No. Specimens	6		7		6	
	No. Batches	3		3		3	
Data Class	Screening		Screening		Screening		
e ₂ ⁰ (μ e)	Mean	18200		24000		14400	
	Minimum	15400		20500		9750	
	Maximum	20300		26200		16500	
	C.V.(%)	8.37		7.76		11.6	
	B-value Distribution	(1) Weibull		(1) Normal		(1) Weibull	
C ₁	18900		24000		15000		
C ₂	15.7		1870		13.0		
No. Specimens		14		7		15	
No. Batches		3		3		3	
Data Class		Screening		Screening		Interim	

(1) Basis values are presented only for A and B data classes.

Tabla 23. Tensión en el eje Y. Fuente: MIL-HDBK-17-2F, Volume 2 of 5 (2002).

MATERIAL:		E-Glass 7781/EA 9396 8-harness satin weave fabric				Table 6.2.4(d) EGI/Ep 295-8HS E-7781/EA 9396 Compression, 1-axis $[0]_{16}$ 72/A,72/W Interim	
RESIN CONTENT:	27.6-30.4 wt%	COMP: DENSITY:	1.89-1.93 g/cm ³				
FIBER VOLUME:	54.1-55.8%	VOID CONTENT:	3.7-5.4%				
PLY THICKNESS:	0.0085-0.0086 in.						
TEST METHOD:		MODULUS CALCULATION:					
ASTM D 3410B-87		Chord between 1000 and 3000 μ e					
NORMALIZED BY:		Specimen thickness and batch fiber areal weight to 50% fiber volume (0.0085 in. CPT)					
Temperature (°F)		72		72			
Moisture Content (%)		Ambient		1.68-2.33			
Equilibrium at T, RH				(1)			
Source Code		30		30			
		Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured
E_1^{cu} (ksi)	Mean	46.4	49.6	20.3	21.0		
	Minimum	41.1	43.9	11.2	11.0		
	Maximum	51.2	55.5	26.3	27.0		
	C.V.(%)	5.96	5.84	27.6	27.8		
	B-value	(2)	(2)	(2)	(2)		
	Distribution	Weibull	Weibull	ANOVA	ANOVA		
	C ₁	47.6	51.0	6.40	6.71		
C ₂	17.5	18.5	4.91	5.67			
	No. Specimens	15		15			
	No. Batches	3		3			
	Data Class	Interim		Interim			
E_1^c (Msi)	Mean	3.45	3.68	3.06	3.18		
	Minimum	2.96	3.17	2.56	2.56		
	Maximum	3.86	4.11	3.77	3.85		
	C.V.(%)	6.24	5.98	10.1	10.1		
	No. Specimens	15		15			
	No. Batches	3		3			
	Data Class	Interim		Interim			
ν_{12}^c	Mean						
	No. Specimens						
e_1^{cu} (μ e)	Mean		14700		7160		
	Minimum		11700		4160		
	Maximum		19600		10600		
	C.V.(%)		12.8		27.3		
	B-value		(2)		(2)		
Distribution		ANOVA		ANOVA			
C ₁			3.25		4.72		
C ₂			1940		2130		
	No. Specimens	15		15			
	No. Batches	3		3			
	Data Class	Interim		Interim			

(1) Specimens conditioned at 140°F, 95-100% R.H for 68-180 days.

(2) Basis values are presented only for A and B data classes.

Tabla 24. Compresión en el eje X. Fuente: MIL-HDBK-17-2F, Volume 2 of 5 (2002).

MATERIAL:		E-Glass 7781/EA 9396 8-harness satin weave fabric				Table 6.2.4(e) EG/Ep 295-8HS E-7781/EA 9396 Compression, 2-axis [0]₂^{cs} -65/A, 72/A, 200/A Interim, Screening	
RESIN CONTENT:	27.6-30.4 wt%	COMP: DENSITY:	1.89-1.93 g/cm ³				
FIBER VOLUME:	51.2-53.8 %	VOID CONTENT:	4.0-5.0 %				
PLY THICKNESS:	0.0083-0.0085 in.						
TEST METHOD:		MODULUS CALCULATION:					
ASTM D 3410B-87		Chord between 1000 and 3000 μ e					
NORMALIZED BY:		Specimen thickness and batch fiber areal weight to 50% fiber volume (0.0085 in. CPT)					
Temperature (°F)	72		-65		200		
Moisture Content (%)	Ambient		Ambient		Ambient		
Equilibrium at T, RH							
Source Code	30		30		30		
	Normalized	Measured	Normalized	Measured	Normalized	Measured	
E_2^{cu} (ksi)	Mean	37.7	40.8	59.2	63.8	26.9	29.0
	Minimum	32.4	35.3	50.8	55.8	20.4	23.4
	Maximum	42.9	46.0	68.9	73.5	34.4	37.2
	C.V.(%)	8.72	7.60	9.72	9.58	16.1	15.1
	B-value	(1)	(1)	(1)	(1)	(1)	(1)
Distribution	Weibull	Weibull	ANOVA	ANOVA	ANOVA	ANOVA	
C ₁	39.2	42.3	6.54	5.33	5.07	5.75	
C ₂	11.6	15.1	4.81	6.87	5.00	5.16	
No. Specimens	15		15		12		
No. Batches	3		3		3		
Data Class	Interim		Interim		Screening		
E_2^c (Msi)	Mean	3.37	3.66	3.89	4.18	3.23	3.49
	Minimum	2.94	3.13	3.38	3.63	2.82	2.98
	Maximum	3.61	3.93	4.17	4.55	3.54	3.83
	C.V.(%)	6.04	6.70	5.79	5.84	7.64	7.23
	No. Specimens	15		15		12	
No. Batches	3		3		3		
Data Class	Interim		Interim		Screening		
ν_{21}^c	Mean						
	No. Specimens						
No. Batches							
Data Class							
e_2^{cu} (μ e)	Mean	11900		16800		8650	
	Minimum	9020		13400		6550	
	Maximum	17800		20800		12400	
	C.V.(%)	20.1		11.8		19.5	
	B-value	(1)		(1)		(1)	
Distribution	Weibull		ANOVA		Weibull		
C ₁	12900		5.06		9340		
C ₂	5.04		2200		5.42		
No. Specimens	15		15		12		
No. Batches	3		3		3		
Data Class	Interim		Interim		Screening		

(1) Basis values are presented only for A and B data classes.

Tabla 25. Compresión en el eje Y. Fuente: MIL-HDBK-17-2F, Volume 2 of 5 (2002).

MATERIAL:		E-Glass 7781/EA 9396 8-harness satin weave fabric					Table 6.2.4(g) EG/Ep 295-8HS E-7781/EA 9396 Shear, 12-plane [+/-45]_s 72/A, -65/A, 200/A, -65/W, 72/W, 200/W Interim
RESIN CONTENT:	25.0-27.7 wt%	COMP: DENSITY:	1.92 g/cm ³				
FIBER VOLUME:	54.2-56.9 %	VOID CONTENT:	3.6-5.7 %				
PLY THICKNESS:	0.0083-0.0085 in.						
TEST METHOD:		MODULUS CALCULATION:					
ASTM D 3518-76							
NORMALIZED BY:		Not normalized					
Temperature (°F)	72	-65	200	-65	72	200	
Moisture Content (%)	Ambient	Ambient	Ambient	1.52-2.32	1.52-2.32	1.52-2.32	
Equilibrium at T, RH				(1)	(1)	(1)	
Source Code	30	30	30	30	30	30	
F_{12}^{III} (ksi)	Mean	11.5	16.9	7.11	8.52	5.49	2.73
	Minimum	9.45	13.1	4.59	6.74	4.16	2.17
	Maximum	13.5	20.3	9.56	10.7	6.44	3.42
	C.V.(%)	9.20	14.1	15.8	13.3	11.9	12.9
	B-value	(2)	(2)	(2)	(2)	(2)	(2)
	Distribution	Weibull	Weibull	Weibull	Weibull	Weibull	Weibull
	C ₁	12.0	17.9	7.59	9.01	5.76	2.890
C ₂	11.8	8.15	6.77	8.08	11.0	8.60	
No. Specimens	23	18	19	18	18	17	
No. Batches	3	3	3	3	3	3	
Data Class	Interim	Interim	Interim	Interim	Interim	Interim	
G_{12}^I (Msi)	Mean	0.758	1.03	0.458	0.860	0.490	0.242
	Minimum	0.625	0.901	0.289	0.624	0.336	0.146
	Maximum	0.928	1.29	0.549	0.976	0.666	0.436
	C.V.(%)	11.3	10.5	12.9	11.6	16.7	33.0
	No. Specimens	22	18	19	16	18	17
No. Batches	3	3	3	3	3	3	
Data Class	Interim	Interim	Interim	Interim	Interim	Interim	
γ_{12}^I ($\mu\epsilon$)	Mean						
	No. Specimens						
	No. Batches						
Data Class							

(1) Specimens conditioned at 140°F, 95-100% RH for 111-117 days.

(2) Basis values are presented only for A and B data classes.

Tabla 26. Módulo de corte en el plano XY. Fuente: MIL-HDBK-17-2F, Volume 2 of 5 (2002).

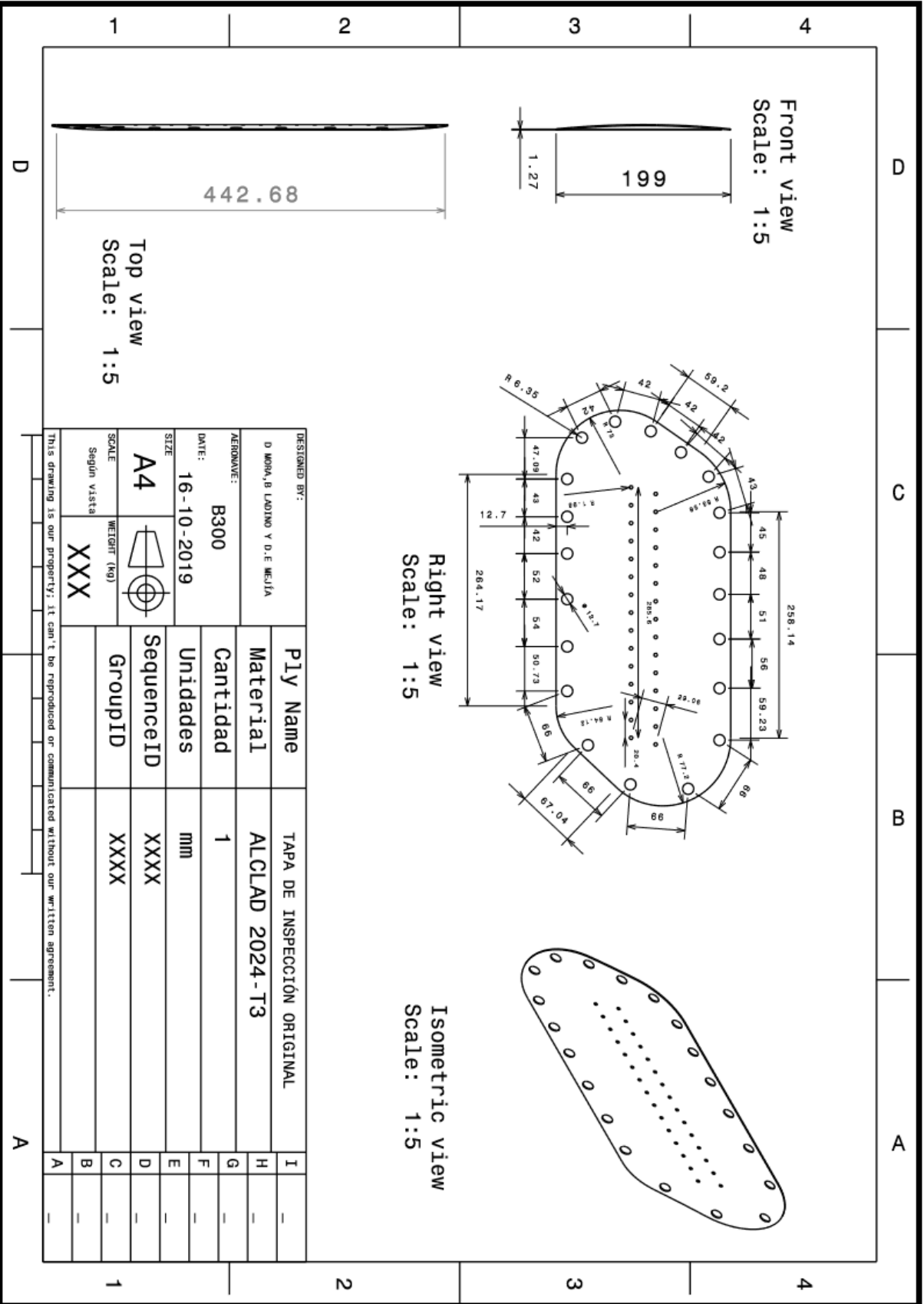
	Property	Kevlar Fabrics		Glass Fabrics		Carbon Tapes			Carbon Fabrics	
Prepreg	Material description	K120	K285	120	1581	95 g/m ²	145 g/m ²	190 g/m ²	W3T282 or W3C282	F3T584 or F3C584
	% Flow @ 250°F 50 psi (121°C 345 kPa)	14-26	14-26	8-20	8-20	4-16	4-16	4-16	4-16	4-16
	% Resin content (dry)	54-60	49-55	42-48	36-40	38-40	38-40	38-40	40-44	40-44
Laminate	Cured thickness per ply, in (cm)	0.0045 (0.011)	0.0010 (0.0025)	0.0047 (0.012)	0.0104 (0.026)	0.0037 (0.0094)	0.0056 (0.014)	0.0074 (0.019)	0.0086 (0.022)	0.0150 (0.038)
	% Fiber volume	42	46	38	45	57	57	57	50	51

Tabla 27. Propiedades físicas de la tela Fuente: HEXCEL (2019).

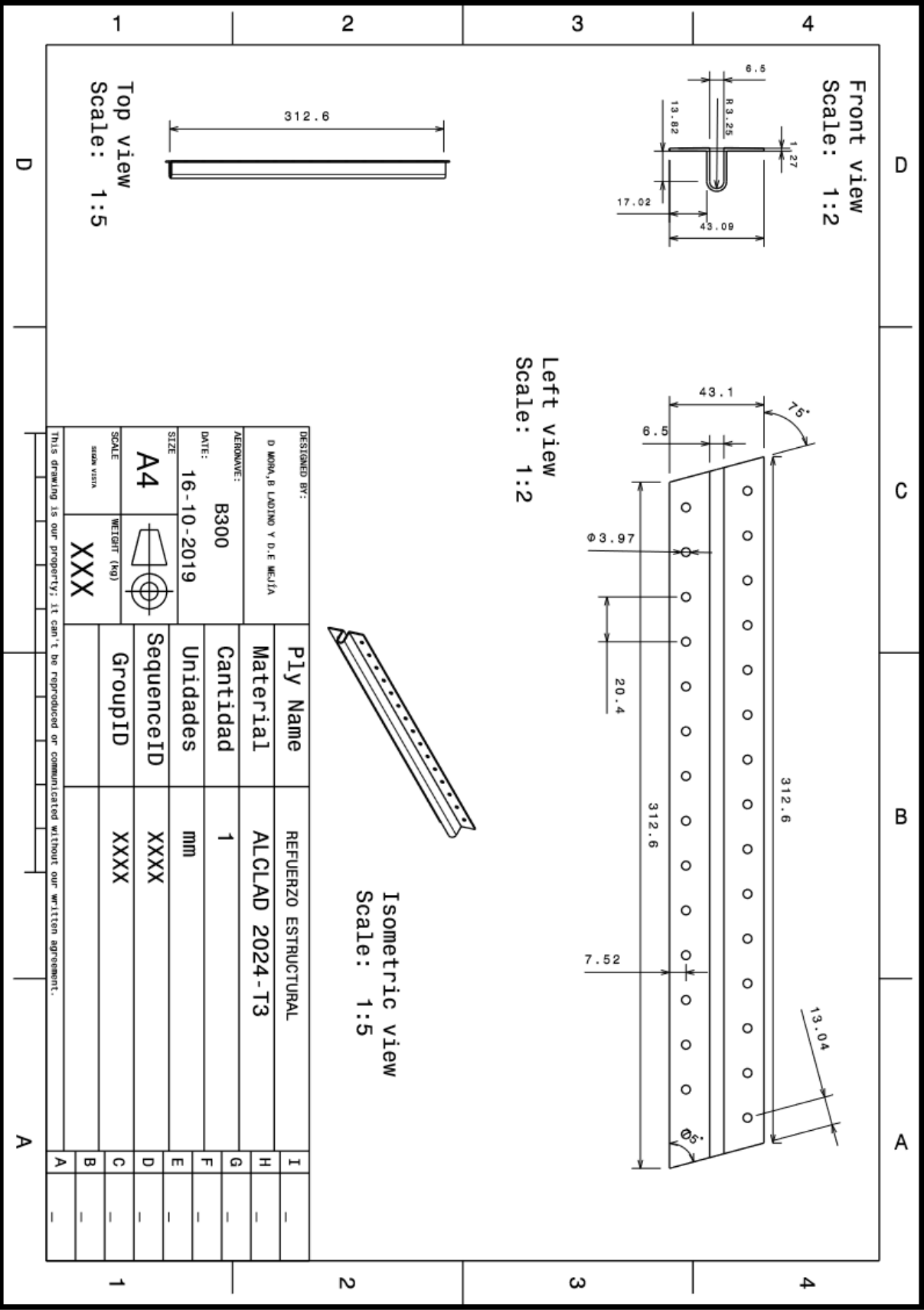
Property	Temp. °F (°C)	Kevlar 49 Fabrics		Glass Fabrics			Carbon Tapes			Carbon Fabric
		120	285	120	220	181	T3T095	T2C145	T2C190	W3T282
Tensile strength, ksi (MPa)	75 (24)	62 (427)	82.8 (571)	57.0 (393)	60.3 (416)	70 (483)	225 (1552)	266 (1834)	225 (1518)	123 (848)
Tensile modulus, msi (GPa)	75 (24)	3.9 (26.7)	4.4 (30.3)	3.0 (20.7)	3.0 (20.7)	3.4 (23.4)	18.3 (126.2)	18.3 (126.2)	18.1 (124.8)	8.4 (58)
Tensile strain	75 (24)	15,900	-	-	-	-	10,180	10,370	10,470	10,490
Tensile strength, ksi (MPa)	160 (71)	58 (400)	79.3 (547)	-	52.7 (363)	62 (427)	-	248 (1710)	226 (1558)	-
Tensile modulus, msi (GPa)	160 (71)	3.7 (25)	3.9 (26.9)	-	2.7 (18.6)	3.1 (21.4)	-	17.2 (119)	17.0 (117)	-
Tensile strain	160 (71)	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Tensile strength, ksi (MPa)	200 (93)	-	-	46.3 (319)	47.9 (330)	57 (393)	-	-	-	-
Tensile modulus, msi (GPa)	200 (93)	-	-	2.6 (17.9)	2.6 (17.9)	2.9 (20)	-	-	-	-
Tensile strain	200 (93)	-	-	-	-	-	-	-	-	-

Tabla 28. Propiedades mecánicas tela. Fuente: HEXCEL (2019).

ANEXO 1. PLANO TAPA DE INSPECCIÓN ORIGINAL



ANEXO 2. PLANO REFUERZO ESTRUCTURAL



Front view
Scale: 1:2

Left view
Scale: 1:2

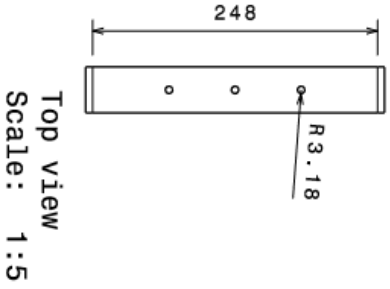
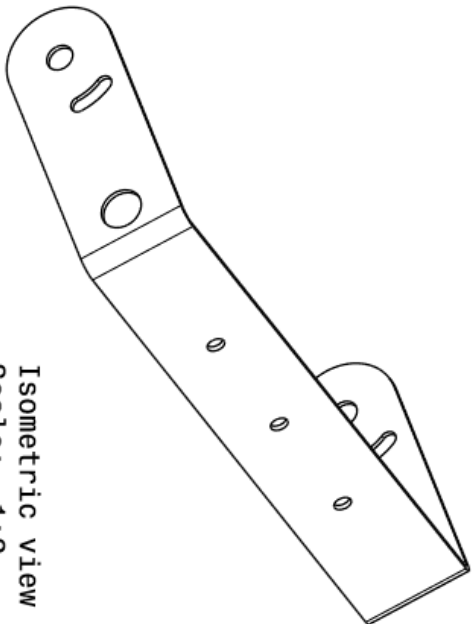
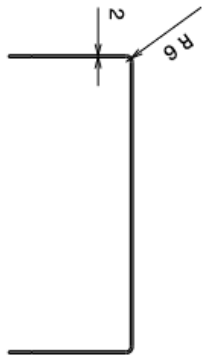
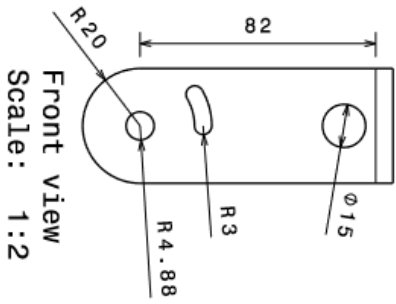
Isometric view
Scale: 1:5

Top view
Scale: 1:5

DESIGNED BY: D. MORAN, B. LADINO Y D. E. MEJIA		Ply Name	REFUERZO ESTRUCTURAL
AERONAVE: B300		Material	ALCLAD 2024-T3
DATE: 16-10-2019		Cantidad	1
SIZE: A4		Unidades	mm
SCALE: MEDIA VISTA		SequenceID	XXXX
WEIGHT (KG): XXX		GroupID	XXXX
This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement.			

I	—
H	—
G	—
F	—
E	—
D	—
C	—
B	—
A	—

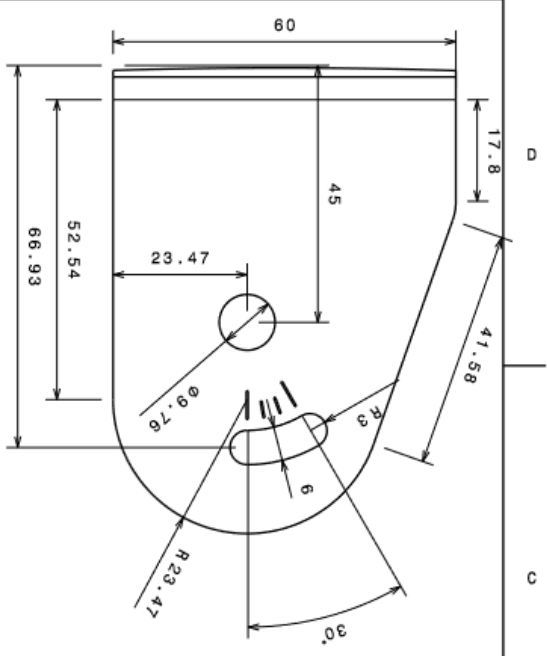
ANEXO 3. PLANO BARRA SOPORTE ANTENA



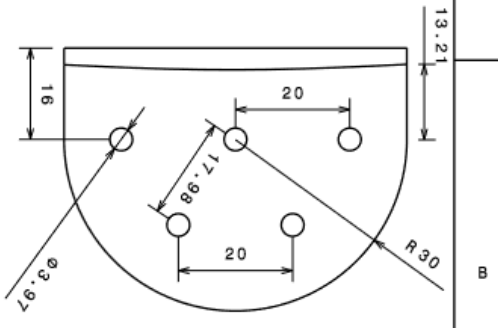
DESIGNED BY:		D. MORAN, B. LAJUNO Y D.E. MESA	
AERONAVE:		B300	
DATE:		16-10-2019	
SIZE		Unidad	mm
SCALE	WGT (kg)	SequenceID	XXXX
BORN VISTA	XXX	GroupID	XXXX
This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.			
I	PLY Name	Soporte Antena	
H	Material	ALCLAD 2024-T3	
G	Cantidad	1	
F	Unidad	mm	
E	SequenceID	XXXX	
D	GroupID	XXXX	
C			
B			
A			

Grid labels: 1, 2, 3, 4 (horizontal); D, C, B, A (vertical)

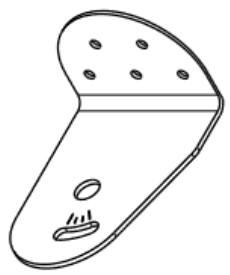
**ANEXO 4. PLANO ALETA
SOPORTE ANTENA, este
plano aplica para las dos
aletas de soporte, la izquierda
y la derecha conservando la
orientación de la antena.**



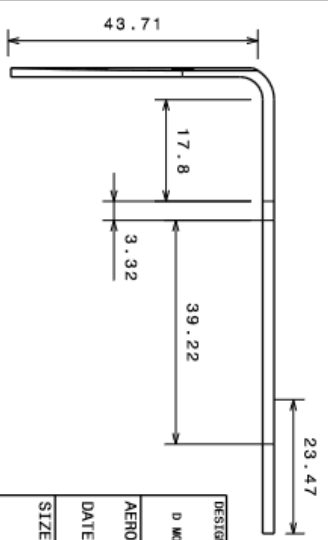
Front view
Scale: 1:1



Left view
Scale: 1:1



Isometric view
Scale: 1:2



Top view
Scale: 1:1

DESIGNED BY: D. MORA, B. LADINO Y D. E. MEJIA		Ply Name	Alleta soporte antenna	I	-
AERONAVE: B300		Material	ALCLAD 2024-T3	H	-
DATE: 28-10-2019		Cantidad	2	G	-
SIZE A4		Unidades	mm	F	-
SCALE Segun Vista		SequencelD	XXXX	E	-
WEIGHT (kg) XXX		GroupID	XXXX	D	-
This drawing is our property. It can't be reproduced or communicated without our written agreement.				C	-
				B	-
				A	-

D

A

1

2

3

4

2

3

4

ANEXO 5. PLANO TAPA DE INSPECCIÓN COMPUESTO.

