

UNIVERSIDAD  
**NACIONAL**  
DE COLOMBIA

**Medición de esfuerzos de tensión y  
compresión bajo condiciones de vuelo, para  
la determinación del perfil de elongación de  
los planos en la aeronave T-90 Calima de la  
Fuerza Aérea Colombiana, usando sensores  
de fibra óptica.**

**Diego Ernesto Cortes Guaje**

Universidad Nacional de Colombia  
Facultad de Ingeniería, Departamento Ingeniería Mecánica y Mecatrónica, Maestría en  
Ingeniería Mecánica  
Bogotá, Colombia  
2024.

# **Medición de esfuerzos de tensión y compresión bajo condiciones de vuelo, para la determinación del perfil de elongación de los planos en la aeronave T-90 Calima de la Fuerza Aérea Colombiana, usando sensores de fibra óptica.**

**Diego Ernesto Cortes Guaje**

Trabajo de investigación presentado como requisito parcial para optar al título de:  
**Magíster en Ingeniería Mecánica**

PhD. Liz Karen Herrera Quintero  
Directora

PhD. Gloria Margarita Varón Durán  
Codirectora

Línea de Investigación:  
Ingeniería de materiales y procesos de manufactura

Universidad Nacional de Colombia  
Facultad de Ingeniería, Departamento Ingeniería Mecánica y Mecatrónica, Maestría en  
Ingeniería Mecánica  
Bogotá, Colombia  
2024.

*(Dedicatoria o lema)*

*A Dios, a mis padres, familiares, junto a mi amada esposa y a la Fuerza Aérea Colombiana.*

*La vida es y siempre seguirá siendo una ecuación incapaz de resolver, pero tiene ciertos factores que conocemos.*

*-Nicola Tesla*

# Declaración de obra original

Yo declaro lo siguiente:

He leído el Acuerdo 035 de 2003 del Consejo Académico de la Universidad Nacional. «Reglamento sobre propiedad intelectual» y la Normatividad Nacional relacionada al respeto de los derechos de autor. Esta disertación representa mi trabajo original, excepto donde he reconocido las ideas, las palabras, o materiales de otros autores.

Cuando se han presentado ideas o palabras de otros autores en esta disertación, he realizado su respectivo reconocimiento aplicando correctamente los esquemas de citas y referencias bibliográficas en el estilo requerido.

He obtenido el permiso del autor o editor para incluir cualquier material con derechos de autor (por ejemplo, tablas, figuras, instrumentos de encuesta o grandes porciones de texto).

Por último, he sometido esta disertación a la herramienta de integridad académica, definida por la universidad.



---

Diego Ernesto Cortes Guaje

Fecha 30/04/2024

## **Agradecimientos**

Quiero agradecer en primer lugar la bendición de Dios y de mis padres Edgar Cortés y Marina Guaje, que me han dado la bendición de la vida, su ejemplo y su excepcional esfuerzo y educación para forjar la persona quien soy hoy en día. Y son ellos quienes admiro por su esfuerzo y dedicación.

Agradezco a mi amada esposa quien es mi motor y copiloto de vida; ella es la persona que batalla a mi lado día a día para alcanzar cada meta personal y profesional, sufriendo cada angustia, celebrando cada logro y apoyándome incondicionalmente en cada paso que doy, resaltando también de ella su pulcritud y profesionalismo para con su profesión, y quien ha aportado su conocimiento de manera indirecta en este trabajo de investigación. Su apoyo emocional, amor y tiempo son un regalo de Dios para mí.

Así mismo, quiero agradecer a mi directora de tesis Liz Karen Herrera quien se convirtió en mi mentora, guía y apoyo en este importante camino del saber, compartiendo conmigo sus conocimientos en cada etapa del desarrollo de este trabajo, resaltó su emoción, respaldo y admiración en los temas aeronáuticos y espaciales.

A mi Codirectora de tesis Gloria Margarita Varón Durán por su dedicación y tiempo para hacerme un mejor profesional junto con su equipo de trabajo del Laboratorio de Comunicaciones de la UNAL, en especial al Nicolas Ospina Mendivelso quienes dedicaron su tiempo, y brindaron los conocimientos, recursos en el desarrollo de cada prueba, ensayo que se llevó a cabo para culminar esta tesis, en este caso llevándome a vuelo un poco del saber y conocimiento de este grupo tan importante en esta tesis.

Adicionalmente, agradezco al Centro de Materiales y Ensayos del Servicio Nacional de Aprendizaje SENA y especialmente a Andrés Fernando Gil Plazas con su apoyo fundamental en conocimientos que permitieron la realización de este trabajo, resaltó el impacto que diariamente realizan de manera silenciosa desde estos talleres para educar y enseñar a los Colombianos. Igualmente, agradezco al Laboratorio de Ensayos Mecánicos y en especial a Cesar Augusto Bacca González quienes con su disposición, experiencia y capacidades aportaron de manera significativa a los datos presentados en esta tesis.

Al señor General Gustavo Adolfo Ramírez Gómez, de la Fuerza Aérea Colombiana, especial agradecimiento por su apoyo fundamental, siendo mi mentor y apoyo resaltando su calidad humana y palabras en esta etapa de mi profesionalización.

A la señora Teniente Coronel Carmen Lucia Poveda Medina oficial de la Fuerza Aérea Colombiana, con su apoyo profesionales y personal, desde mi área desempeño laboral administrativa, a quien dedico este trabajo por su apoyo en particular, y por la admiración profesional y personal que tengo durante el recorrido dentro de mi profesión militar.

Por último y no menos importante agradezco a la Fuerza Aérea Colombiana mi alma mater quien me formó como profesional y piloto militar, gracias a su aporte y apoyo para mi formación, en especial a la Jefatura de Educación Aeronáutica y Espacial JEAES, al Comando Aéreo de Mantenimiento CAMAN y su Centro de Metrología CECAD, a la Escuela Militar de Aviación Marco Fidel Suarez EMAVI con su Grupo de Vuelos, Grupo Técnico, sección de Control y calidad en cabeza del señor Mayor Oscar Eduardo Chamorro Rojas.

## Resumen.

**Medición de esfuerzos de tensión y compresión bajo condiciones de vuelo, para la determinación del perfil de elongación de los planos en la aeronave T-90 Calima de la Fuerza Aérea Colombiana, usando sensores de fibra óptica.**

**Autor: Diego Ernesto Cortes Guaje**

El impacto y la importancia del presente proyecto radica en que permitió obtener datos sobre las deformaciones en las zonas críticas de los planos de la aeronave T-90 Calima durante ensayos en vuelo a través de sistemas de monitoreo de fibra óptica *Fiber Bragg Grating FBG*, caracterizando los comportamientos mecánicos del material y calibrando el sistema de monitoreo para adquirir los datos de elongación del material compuesto del avión. Se seleccionaron los puntos críticos basados en los resultados de los ensayos estructurales realizados por el fabricante, donde se encontraron dos zonas críticas de deformaciones aplicando altos factores de carga. Una vez se caracteriza el material y los sensores ópticos FBG, se determinan las relaciones que pueden traducir la señal de longitud de onda en datos de deformación y fuerza aplicada para deformar el material compuesto de la aeronave, con el objetivo de implementar este sistema de sensores FBG y tomar datos en vuelo para determinar la existencia de esfuerzos de tensión y compresión en los planos de la aeronave T-90 Calima. La metodología que se llevó a cabo fue de tipo experimental cuantitativa por medio de un diseño metodológico de cuatro fases; desde la Identificación de los puntos críticos de carga en la aeronave, seguido del diseño del sistema de monitoreo, implementación del sistema de monitoreo bajo condiciones de vuelo y recolección e interpretación de datos. Ensayos con el sistema de monitoreo en tierra. Validación y análisis de datos. Los principales hallazgos fueron: que es posible ejecutar la implementación del sistema para hacer las mediciones en vuelo sin mayor dificultad, de la caracterización se demostró que el material mantiene las propiedades mecánicas reportadas por el fabricante, por otro lado, a través de las relaciones lineales de los sensores FBG se pudo establecer la relación entre los sensores en términos de elongación, lo que permite concluir que dichos sistemas están en capacidad de complementar los sistemas de monitoreo estructural que actualmente se utilizan en las aeronaves.

**Palabras clave:** Aeronaves, análisis de datos, tensión, compresión, sensores de fibra óptica

## Abstract

**Measurement of tension and compression stresses under flight conditions, to determine the elongation profile of the planes in the T-90 Calima aircraft of the Colombian Air Force, using fiber optic sensors.**

**Author: Diego Ernesto Cortes Guaje**

The impact and importance of this project lies in the fact that it allowed us to obtain data on the deformations in the critical areas of the planes of the T-90 Calima aircraft during flight tests through Fiber Bragg Grating FBG fiber optic monitoring systems, characterizing the mechanical behaviors of the material, and calibrating the monitoring system to acquire the elongation data of the aircraft composite material. The critical points were selected based on the results of the structural tests carried out by the manufacturer, where two critical deformation zones were found applying high load factors. Once the material and the FBG optical sensors are characterized, the relationships that can translate the wavelength signal into deformation data and force applied to deform the composite material of the aircraft are determined, with the aim of implementing this sensor system FBG and take in-flight data to determine the existence of tension and compression stresses in the planes of the T-90 Calima aircraft. The methodology that was developed and used was quantitative experimental through a four-phase methodological design; from the Identification of critical load points on the aircraft, followed by the Design of the monitoring system, Implementation of the monitoring system under flight conditions and data collection and interpretation. Tests with the ground monitoring system. Data validation and analysis. The main findings were: that it is possible to implement the system to make measurements in flight without major difficulty, from the characterization it was shown that the material maintains the mechanical properties reported by the manufacturer, on the other hand, through the linear relationships of With the FBG sensors, the relationship between the sensors in terms of elongation could be established, which allows us to conclude that these systems are able to complement the structural monitoring systems that are currently used in military aircraft.

**Keywords:** Aircraft, data analysis, stress, compression, fiber optic sensors.



# Índice

Índice .....	9
Lista de tablas .....	10
Lista de figuras .....	11
Introducción .....	14
<b>Planteamiento del problema</b> .....	15
<b>Objetivos</b> .....	16
<b>Objetivo general</b> .....	16
<b>Objetivos específicos</b> .....	16
<b>Capítulo 1: Tecnologías de monitoreo estructural utilizadas en aviación</b> .....	17
1.1 Introducción al monitoreo estructural SHM.....	17
1.2 Materiales compuestos utilizados en la aeronáutica y el monitoreo estructural .....	18
1.3 Sensores para SHM.....	23
<b>Capítulo 2: Caracterización de los materiales y sistema de monitoreo con los materiales de la aeronave T-90 Calima</b> .....	31
2.1 T-90 - Calima.....	31
2.2 Identificación y caracterización de los puntos críticos en los planos de la aeronave T-90. ....	37
2.3 Caracterización de los materiales compuestos para la fabricación de la piel de los planos de la aeronave T-90 Calima. ....	42
<b>Capítulo 3: Implementación del sistema de monitoreo en los puntos críticos de los planos de la aeronave T-90 Calima</b> .....	70
3.1 Diseño e implementación del sistema de monitoreo .....	70
3.2 Instalación de sensores FBG. ....	71
3.3 Diseño experimental para pruebas en vuelo.....	72
3.4 Análisis de resultados .....	79
<b>Capítulo 4: Conclusiones</b> .....	81
Bibliografía .....	83
Anexo 1.....	88
Anexo 2.....	89
Anexo 3.....	91
Anexo 4.....	93

## Lista de tablas

<b>Tabla 1.</b> Factores de selección para materiales aeroespaciales. ....	20
<b>Tabla 2.</b> Calificación de materiales y sus factores de diseño para aplicaciones espaciales. ....	22
<b>Tabla 3.</b> Valores de análisis de esfuerzos y deformación desarrollados a partir de los datos de sensores ( <i>SGs</i> ). ....	39
<b>Tabla 4.</b> Valores máximos y mínimos de deformación y la identificación de zonas y puntos críticos. ....	39
<b>Tabla 5.</b> Localización de puntos crítico según los reportes de ensayos mecánicos de acuerdo con los ejes referenciales de los planos del T-90 Calima. ....	41
<b>Tabla 6.</b> Número de ensayos realizados para la caracterización de los materiales compuestos y sistema FBG. ....	49
<b>Tabla 7.</b> Dimensiones probetas para ensayos mecánicos. ....	49
<b>Tabla 8.</b> Tipo de material y dimensiones de las galgas por cada sensor. ....	49
<b>Tabla 9.</b> Resultados caracterización mecánica del material compuesto en ensayos de compresión. ....	56
<b>Tabla 10.</b> Resultados ensayos a flexión del material compuesto T-90 Calima. ....	58
<b>Tabla 11.</b> Resultados de ensayos de flexión del material compuesto de los planos del T-90 Calima. ....	59
<b>Tabla 12.</b> Resultados ensayos a tensión del material compuesto T-90 Calima. ....	62
<b>Tabla 13.</b> Ecuaciones de relación de fuerza y elongación del material con las longitudes de onda. ....	64
<b>Tabla 14.</b> Resultados sensores FBG para ensayos a tensión. ....	65
<b>Tabla 15.</b> Resultados sensores FBG para ensayos a tensión. ....	65
<b>Tabla 16.</b> Resumen de resultados de los segmentos. ....	76
<b>Tabla 17.</b> Ecuaciones de relación de longitud de onda para la fuerza y deformación lineal en condición de tensión y compresión de los sensores FBG. ....	77
<b>Tabla 18.</b> Relación de Fuerza y desplazamiento para los puntos de interés. ....	78
<b>Tabla 19.</b> Tabla de análisis de perfiles de elongación de la aeronave T-90 Calima en los tres puntos críticos de toma de datos. ....	79

# Lista de figuras

<b>Figura 1.</b> Uso de los materiales compuestos en aeronaves de transporte y militar en el año 2020. ....	19
<b>Figura 2.</b> Carga alar en referencia al año de ingreso al servicio de aeronaves militares y civiles. ....	21
<b>Figura 3.</b> Representación estructura tipo Sándwich y material compuesto laminado fibroreforzado. ....	22
<b>Figura 4.</b> Configuración de una galga extensiométrica de resistencia (b) Circuito de puente de Wheatstone. ....	24
<b>Figura 5.</b> Esquema de funcionamiento de un sensor de fibra óptica basado en redes de difracción de Bragg.....	25
<b>Figura 6.</b> Relación señal longitud de onda y deformación mecánica a la aplicación de un esfuerzo. ....	27
<b>Figura 7.</b> Señal gráfica en estado deformación del sensor FBG y su dirección de desplazamiento. ....	28
<b>Figura 8.</b> Esquema de funcionamiento de un sistema FBG implementado en la estructura del plano de aeronave.....	29
<b>Figura 9.</b> Proceso de selección de SHM para materiales compuestos. ....	30
<b>Figura 10.</b> Avión de entrenamiento T-90 Calima.....	31
<b>Figura 11.</b> Dimensiones T-90 Calima. (a) vista lateral derecho. (b) vista frontal.....	32
<b>Figura 12.</b> Estructura interna de los planos T-90 Calima.....	33
<b>Figura 13.</b> Configuración de las capas de material de los planos del T-90 Calima.....	33
<b>Figura 14.</b> Elementos que componen un perfil alar para el desarrollo de la sustentación en el plano de una aeronave.....	34
<b>Figura 15.</b> Relación de la resistencia inducida y el ángulo de ataque en el plano de aeronave. ....	35
<b>Figura 16.</b> Esfuerzos mecánicos durante ensayos estructurales con la aplicación de cargas perpendiculares.....	35
<b>Figura 17.</b> Esfuerzos mecánicos de tensión, compresión y flexión en el plano de la aeronave. ....	36
<b>Figura 18.</b> Distribución de cargas en los planos T-90 Calima para pruebas. ....	37
<b>Figura 19.</b> Identificación de los sensores y deformaciones máximas en los ejes de referencia (x, y, z). ....	38
<b>Figura 20.</b> Ubicación de zonas críticas, identificadas por las galgas extensiométricas, en el plano derecho de la aeronave.....	40
<b>Figura 21.</b> Ubicación de zonas críticas, identificadas por las coordenadas en el plano derecho de la aeronave. ....	41
<b>Figura 22.</b> Relación de esfuerzos y deformaciones máximas en los ejes (X), (Y) y (Z). ....	42
<b>Figura 23.</b> Microscopía óptica escala 1000 $\mu\text{m}$ del material compuestos de matriz polimérica extraído de la piel los planos del T-90 Calima. ....	43
<b>Figura 24.</b> Material compuesto laminado con diferentes orientaciones de capas.....	43
<b>Figura 25.</b> Probetas para ensayos mecánicos extraídas del plano del T-90 Calima. ....	44

<b>Figura 26.</b> Proceso de pruebas, ensayos mecánicos y probetas de material compuesto. ....	45
<b>Figura 27.</b> Arreglo de fibra y sensores FBG, (a) muestra el sensor FBG sin recubrimiento, (b) se muestra todo el arreglo de recubrimiento y galgas de protección para los sensores A, B.....	46
<b>Figura 28.</b> Arreglo de fibra y sensores FBG, (a) galga de protección y sujeción, (b) se muestra todo el arreglo de recubrimiento cada uno con su respectiva galga metálica del sensor C.....	47
<b>Figura 29.</b> Galga de material compuesto en fase de diseño, para arreglo de sensores A y B. ...	48
<b>Figura 30.</b> Galgas de material compuesto manufacturadas en impresión 3D, para adaptar los sensores FBG a los planos de la aeronave. ....	48
<b>Figura 31.</b> Diseño de experimentos pruebas de tensión y flexión con sistema de adquisición de datos FBG. ....	50
<b>Figura 32.</b> (a) Probetas para ensayos (b) sistema interrogador de sensores FBG.....	51
<b>Figura 33.</b> Cilindros de fibra de carbono para adaptar las fibras FBG a las pruebas de flexión. ....	51
<b>Figura 34.</b> Proceso de implementación de galgas a probetas para caracterización en ensayos mecánicos de tensión y flexión.....	52
<b>Figura 35.</b> Diseño de probetas y galgas para pruebas de flexión y tensión. ....	52
<b>Figura 36.</b> Probetas para compresión.....	53
<b>Figura 37.</b> Gráfico de dispersión para fuerza y desplazamiento. ....	55
<b>Figura 38.</b> Gráficas de esfuerzos y desplazamiento, de los resultados de los ensayos de compresión material compuesto T-90 Calima. ....	55
<b>Figura 39.</b> Gráficos Boxplot para análisis de dispersión de datos de esfuerzo y deformación.	56
<b>Figura 40.</b> Ensayo de flexión probeta y fibra FBG. ....	57
<b>Figura 41.</b> Análisis de dispersión de Boxplot para la fuerza y desplazamiento. ....	59
<b>Figura 42.</b> Gráficas de esfuerzo y deformación. (a) Resistencia máxima del material a flexión. (b) Modulo de Young y el desplazamiento máximo en la zona elástica. ....	59
<b>Figura 43.</b> Visualización del sistema de adquisición de datos del sensor FBG (A), durante el ensayo a flexión.....	60
<b>Figura 44.</b> (a) Gráfica de longitud de onda vs tiempo. (b) Gráfica de fuerza aplicada en máquina universal de ensayos vs tiempo. ....	60
<b>Figura 45.</b> Gráficas de fuerza vs longitud de onda y desplazamiento vs longitud de onda para esfuerzos a flexión del sistema de probetas y sensores. ....	61
<b>Figura 46.</b> Ensayo a tensión probeta y sistema fibra sensor FBG. ....	62
<b>Figura 47.</b> Gráficos Boxplot de dispersión de resultados probetas a tensión.....	63
<b>Figura 48.</b> Gráficas de fuerza y deformación. (a) Fuerza vs desplazamiento. (b) esfuerzo vs deformación de compuesto a tensión.....	63
<b>Figura 49.</b> Gráficas de fuerza vs longitud de onda y desplazamiento vs longitud de onda para esfuerzos a tensión del sistema de compuesto y sensores.....	64
<b>Figura 50.</b> Microscopía óptica, vista de capas compuesto de la piel de los planos del T-90 calima.....	66
<b>Figura 51.</b> Material fracturado en la prueba de compresión (a) Imagen SEM zona de fractura (b) Montaje en la máquina de ensayos Universales .....	67
<b>Figura 52.</b> Microscopía del material a tensión (a) Imagen SEM zona de fractura (b) Montaje en la máquina de ensayos Universales.....	68
<b>Figura 53.</b> Microscopía prueba flexión con medidas.....	68

<b>Figura 54.</b> Implementación primera fase del sistema de monitoreo en el plano derecho del T-90 Calima.....	70
<b>Figura 55.</b> Implementación segunda fase del sistema de monitoreo en el plano derecho del T-90 Calima.....	71
<b>Figura 56.</b> Proceso de instalación del sistema de monitoreo FBG al plano derecho del T-90 C. ....	72
<b>Figura 57.</b> Pruebas en vuelo con sensores FBG, en plano derecho del T-90 Calima.....	74
<b>Figura 58.</b> Análisis de dispersión de datos en el vuelo 1.....	74
<b>Figura 59.</b> Gráficas de longitud de onda vs tiempo, para los tres vuelos, sensores A, B y C....	76

# Introducción

Para las estructuras aeronáuticas modernas y su rápido desarrollo en el sector aeroespacial, en especial por el uso de materiales compuestos es necesario llevar a cabo procesos de detección de fallas y caracterización de deformaciones superficiales en tiempo real, que determinen de manera precisa los tiempos de vida útil de los componentes principales de las aeronaves. Con el fin de aumentar los niveles de seguridad operacional, cada vez más se recurre a la implementación de tecnologías de monitoreo estructural del inglés *Structural Health Monitoring: SHM*. Estas tecnologías pueden determinar los cambios y movimientos de los materiales y superficies de control periódicamente de manera precisa. Con la instalación de distintos sensores se pueden registrar los cambios de variables tanto en pruebas de tierra como en vuelo y posteriormente analizar, lo que brinda una herramienta importante en procesos de mantenimiento y seguridad operacional [1].

En la Fuerza Aeroespacial Colombiana se utiliza la aeronave T-90 Calima para desarrollar misiones de entrenamiento primario de pilotos militares del país. Esta aeronave está constituida y diseñada principalmente con materiales compuestos y está sometida a cargas estructurales principalmente por los altos ciclos de despegues y aterrizajes en un corto periodo de tiempo, junto con la realización de maniobras básicas de acrobacia diseñadas para este tipo de entrenamiento, en las cuales se presentan esfuerzos y deformaciones mecánicas de tensión y compresión superficial [2]. Por lo anterior, se requiere implementar un sistema de monitoreo estructural para registrar cambios estructurales bajo condiciones de tensión y compresión en los puntos críticos de los planos de la aeronave, en fase de vuelo y que puedan validarse con las pruebas realizadas en tierra en las instalaciones del Comando Aéreo de Mantenimiento CAMAN.

Dentro de los sensores de tipo eléctrico más utilizados en el proceso de registro de deformaciones mecánicas bajo condiciones de tensión y compresión, se encuentran las galgas extensiométricas (*Electrical Resistance Strain Gauge ERSG*), las cuales son adheridas a la superficie del material en el que se presentan dichas deformaciones y se ubican en los puntos críticos definidos por el fabricante [3].

Una alternativa a los sensores de tipos eléctrico son los sensores de fibra óptica *Fiber Bragg Gratings* (FBG), los cuales son utilizados por empresas como Boeing y Airbus para monitoreo de componentes de aeronaves [4]. Estos sensores reflejan una longitud de onda de luz específica que se transmite en respuesta a variaciones en temperatura y/o esfuerzos mecánicos. Los FBG pueden medir deformaciones lineales y adaptarse para todas las fases de vuelo, siendo un sistema que puede incorporarse dentro de diversas estructuras [5]. Por estas razones se dispuso de este tipo de sensores para instalarse en la aeronave T-90 Calima, como objeto de estudio.

Este documento está organizado de la siguiente forma: el primer capítulo presenta los conceptos básicos y el estado del arte. En el segundo capítulo se presenta la caracterización de los materiales y la identificación de los puntos críticos de los planos del T-90 Calima. En el tercer capítulo se exponen los resultados de las pruebas con el análisis respectivo. Finalmente, se presentan las conclusiones y el trabajo futuro.

# Planteamiento del problema

La importancia del proyecto titulado: *Medición de esfuerzos de tensión y compresión bajo condiciones de vuelo, para la determinación del perfil de elongación de los planos en la aeronave T-90 Calima*, radica en que permitirá mejorar la seguridad y confiabilidad de esta aeronave. Los aviones se someten a diversas fuerzas durante el vuelo, incluidas fuerzas de tensión y compresión, que pueden causar deformaciones en las estructuras del avión, lo que puede generar desde microfisuras hasta desprendimiento total de partes estructurales. La correcta determinación del perfil de elongación de los planos es fundamental en la ingeniería aeronáutica, no solo para entender las fuerzas y desplazamientos que actúan sobre las alas durante el vuelo, sino también para garantizar la integridad estructural de la aeronave a lo largo de su vida operativa. Este análisis detallado es importante, ya que permite a los ingenieros validar las especificaciones de diseño y anticipar potenciales fallas estructurales derivadas de las cargas cíclicas a las que está expuesto el avión.

De igual forma, este proyecto pretende obtener datos sobre los esfuerzos a los que se someten los planos de esta aeronave durante distintas fases de vuelo, para aportar los datos los sistemas de monitoreo estructural, lo que permitirá sentar las bases para mejorar los niveles de seguridad de avión. Además, permitirá identificar áreas de la aeronave que pueden ser más susceptibles de fallas estructurales y que puedan ser tomadas en cuenta para futuras mejoras del diseño de aeronaves similares.

En la actualidad el monitoreo de salud estructural es un tema de interés en el sector aeroespacial, dadas las exigencias del medio, en donde se utilizan los materiales compuestos diseñados desde las necesidades y requerimientos de diseño [6]. Los estudios y tecnologías desarrolladas para registro de deformaciones estructurales por medio en sistemas de medición ópticos con las redes de difracción de Bragg se están perfeccionando con el objetivo de conocer los efectos de la aerodinámica en las estructuras aeroespaciales, aportando los datos de cambios físicos de áreas o puntos de interés. Hasta el momento se siguen usando métodos de inspección no destructiva y el uso de galgas extensiométricas para obtener datos de deformaciones lineales que no pueden ser adaptadas fácilmente en vuelo y cuyo proceso de instalación es complejo [7].

Para implementar sensores ópticos que permitan medir esfuerzos y deformaciones para reemplazar las técnicas de monitoreo estructural tradicional, para aeronaves, se deben someter a las operaciones reales ambientales, en este caso en fases de vuelo [6]. Es esencial calibrar estos sistemas bajo condiciones ambientales controladas y en conjunto con las estructuras o materiales donde serán instalados. Esto facilita el desarrollo de modelos predictivos con alta precisión, permitiendo capturar variaciones en las longitudes de onda que luego se utilizan como datos en las relaciones lineales entre longitudes de onda y desplazamientos unitarios. Estos sistemas deben adaptarse a la aeronave teniendo en cuenta factores como el peso y balance, materiales y fuentes eléctricas, para instalar los sistemas de adquisición de datos FBG [7]. Por último, los datos obtenidos deben compararse con bases de datos de modelos matemáticos y simulaciones para verificar la precisión y continuidad de los datos, para utilizarse como modelos predictivos válidos para sistemas aeroespaciales.

# Objetivos

## Objetivo general

Determinar esfuerzos de tensión y compresión bajo condiciones de vuelo utilizando sensores de fibra óptica para los planos de la aeronave T-90 Calima.

## Objetivos específicos

- Identificar y caracterizar los puntos críticos de carga de la aeronave con base en la literatura y comparado con los ensayos mecánicos y microestructurales de los planos del T-90 Calima.
- Diseñar el sistema de monitoreo estructural de acuerdo con los puntos críticos de carga y las necesidades de medición.
- Implementar el sistema de monitoreo estructural en una aeronave bajo condiciones de vuelo.
- Validar los resultados de las mediciones de tensión y compresión para la determinación de elongaciones en el perfil de vuelo, basados en los sistemas de monitoreo en tierra.



# Capítulo I: Tecnologías de monitoreo estructural utilizadas en aviación.

## 1.1 Introducción al monitoreo estructural SHM

Uno de los grandes retos de la Ingeniería moderna, es el desarrollo de técnicas más precisas y confiables de registro de los cambios y diagnóstico de fallas estructurales en tiempo real, aplicados a los componentes críticos de sistemas aeroespaciales. Para esto es necesario conocer el estado de los esfuerzos y deformaciones en las estructuras aeronáuticas [4], con la intención de obtener datos de fallas que puedan afectar la seguridad operacional y así generar los programas de mantenimiento preventivos que puedan reducir los costos por pérdidas de material y componentes [8].

De esta forma, se puede decir que el perfeccionamiento de técnicas de monitoreo conocido como monitoreo estructural del inglés *Structural Health Monitoring SHM* [4], es importante ya que contribuye a la detección de deformaciones del material, que actualmente se convierte en un tema de investigación de interés desde la academia y las grandes industrias que fabrican y operan aeronaves a nivel mundial; razón por la cual, se están generando diversos estudios cuyo objetivo, es identificar las técnicas más precisas de monitoreo que detecten cambios que puedan derivar en alertas tempranas y detección de fallas críticas [9].

Este proceso de monitoreo estructural se establece para todas las aeronaves a nivel internacional por las autoridades que brindan los certificados de aeronavegabilidad. Por ejemplo, los requerimientos normativos y pruebas dispuestas por El Departamento de Transporte de los Estados Unidos a través de la Administración Federal de Aviación (*Federal Aviation Administration: FAR*), dan la regulación de aeronaves de transporte y acrobáticas, también determinan que para los planos y las superficies control principal de aeronaves, se deben ejecutar pruebas estructurales de esfuerzo y deformación junto con un análisis que determine las cargas máximas y mínimas a las cuales puede operar dicha aeronave de forma segura [10].

De tal manera que el Monitoreo de Salud Estructural *Structural Health Monitoring* (SHM); consiste en la medición periódica de parámetros en una estructura que permita tener un diagnóstico sobre su estado y desempeño, realizándose en diferentes periodos, ya sea a corto, mediano, largo plazo o durante toda la vida del material. Los parámetros para monitorear dependen de diversos factores como pueden ser el tipo y propósito de la estructura, los materiales de los que está hecha y las condiciones ambientales.

Entre los parámetros más comunes se encuentran: esfuerzos, deformación, tensión, cargas, temperatura, humedad, pH, oxidación, entre otros. Realizar SHM a una estructura implica la integración de sensores, materiales, transmisión y procesamiento de datos, todo esto con el propósito de detectar comportamientos inusuales que pueden indicar el mal funcionamiento de una estructura de manera predictiva, por eso es de especial interés su aplicación en estructuras aeroespaciales donde los fallos pueden ser catastróficos [11].

En general, el monitoreo estructural permite desarrollar sistemas de alerta temprana de pronóstico de fallos críticos, basado en datos en tiempo real, que permiten gestionar la integridad de las estructuras. Adicionalmente, eleva los niveles de seguridad, rentabilidad y optimiza la funcionalidad del diseño durante la vida útil de una estructura o material [6] [12]. Es importante que los sistemas críticos de las aeronaves cuenten con este tipo de sistemas de monitoreo evitando así la pérdida de vidas, tiempo y material, especialmente en la industria aeroespacial [13].

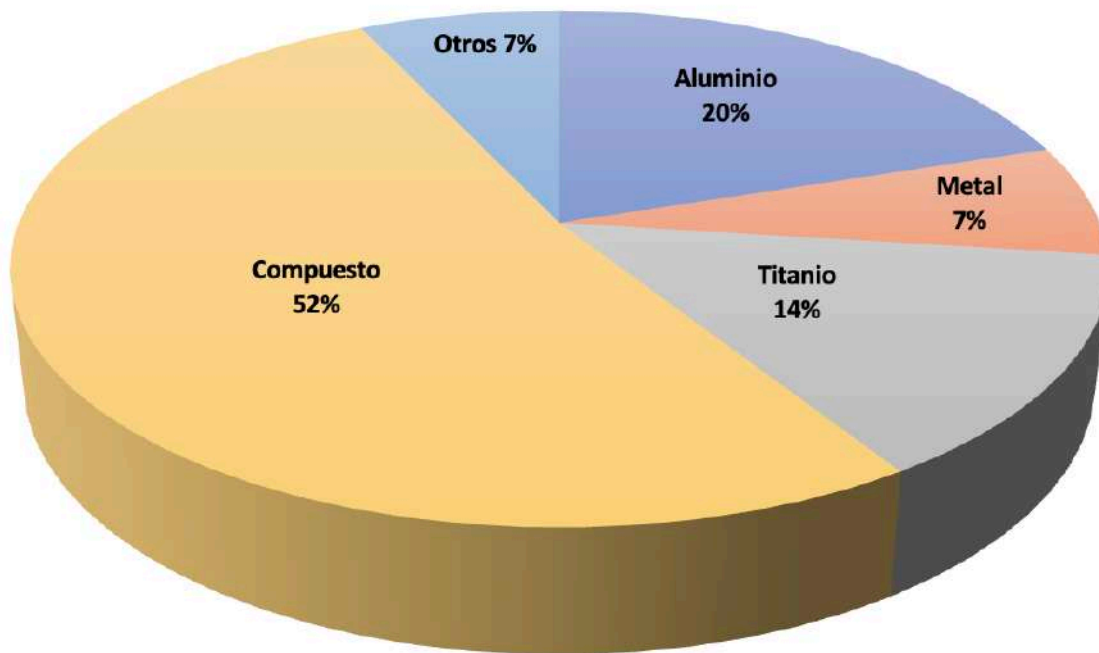
Dadas las razones mencionadas anteriormente, en este trabajo se propone hacer un estudio de salud estructural en una aeronave colombiana, utilizando sensores de fibra óptica. Esto debido al creciente interés que ha despertado este tipo de sensores ya que poseen ciertas características que podrían ser ventajosas sobre los sensores tradicionales para medir deformaciones, tales como su bajo peso y la posibilidad de realizar la recepción de señal en diferentes puntos de la aeronave [7].

## 1.2 Materiales compuestos utilizados en la aeronáutica y el monitoreo estructural

Durante las últimas dos décadas, se incrementó el uso de los materiales compuestos para el diseño y construcción de partes aeronáuticas con el fin de desarrollar aeronaves más livianas, eficientes, resistentes y con un menor consumo de combustible, lo que resulta en un bajo costo de diseño y manufactura [4] [14]. Las configuraciones de materiales compuestos y sus comportamientos mecánicos deben determinarse y monitorearse desde las características anisotrópicas de sus componentes y su comportamiento combinado [15] [16].

Airbus ha sido una de las industrias pioneras a nivel mundial que ha implementado el uso de los materiales compuestos en remplazo de los materiales tradicionales como el aluminio y metal, diseñando aeronaves más resistentes y eficientes en cuanto a su consumo de combustible y peso, con la capacidad de volar más tiempo y tener una capacidad de carga muy superior a las aeronaves construidas en materiales tradicionales. A la fecha una de las aeronaves más modernas de transporte se compone de más del 50% de material compuesto utilizando estos materiales para la fabricación de aviones militares y de transporte convencional [17]. A la fecha una de las aeronaves más modernas de transporte se compone de más del 50% de material compuesto utilizando estos materiales para la fabricación de aviones militares y de transporte convencional [17].

Estas estructuras aeronáuticas, que suelen soportar altas cargas dinámicas, térmicas y químicas, han adoptado combinaciones de materiales y estructuras para conseguir mejores propiedades mecánicas. Estas combinaciones de materiales y efectos es motivo de estudio, ya que se requieren desarrollar sistemas más robustos, eficientes y económicos. En la búsqueda de materiales mejorados, se requiere estudiar los efectos de los entornos aerodinámicos en los que se desempeñan los materiales compuestos. En la **Figura 1**, se muestra la distribución de uso de los materiales compuestos para aeronaves militares y de transporte a nivel mundial, donde se reporta un uso de más del 50% para su manufactura y construcción [3]. La fibra de carbono y fibra de vidrio en combinación con resinas epóxicas, son los materiales más utilizados para la manufactura de aeronaves como los son los planos, fuselaje y empenaje [17].



**Figura 1.** Uso de los materiales compuestos en aeronaves de transporte y militar en el año 2020.

**Fuente:** Tomado de [18].

La composición de los materiales compuestos consiste en la unión de dos o más materiales conocidos como fases, cada una con diferentes propiedades para soportar los esfuerzos y cargas mecánicas o térmicas [16]. El material más resistente se conoce como el material de refuerzo y el material más débil se conoce como la matriz, en donde el material de refuerzo proporciona la resistencia y la rigidez que ayudan a soportar las cargas estructurales, la matriz tiene como objetivo mantener la posición y orientación del material de refuerzo [18]. Los materiales más utilizados actualmente son la fibra de carbono, fibra de vidrio, aramida (Nomex) y Kevlar, los cuales pueden utilizarse con una amplia variedad de combinaciones de materiales de matriz y formas de refuerzo [19].

En la ingeniería aeroespacial, la elección de materiales es determinante para el diseño y la funcionalidad de las estructuras de las aeronaves. Tal como se expone en la **Tabla 1**, los factores clave para la selección de materiales no se limitan únicamente a los costos, las propiedades mecánicas y el peso. Es esencial que estos materiales posean una alta capacidad de adaptabilidad para conformarse eficientemente a las formas estructurales específicas, un requisito fundamental para garantizar la integridad estructural durante maniobras que generan cargas dinámicas significativas. Esta adaptabilidad es crucial en componentes críticos como las alas y las vigas de las aeronaves, donde la resistencia a esfuerzos variables y la capacidad de absorber y disipar energía sin comprometer la estructura son vitales. Este enfoque integral en la selección de materiales asegura no solo la viabilidad técnica y económica del proyecto aeroespacial, sino también su seguridad y eficiencia operativa.

Además, es imprescindible considerar la resistencia a la fatiga y la tolerancia a los daños ambientales, como la corrosión y la erosión, que son comunes en entornos aeroespaciales adversos. Estos factores exigen un meticuloso proceso de selección que también integre tecnologías avanzadas de fabricación y tratamiento superficial para prolongar la vida útil de los componentes y reducir la necesidad de mantenimiento frecuente. Así, la correcta elección de materiales no solo cumple con los requisitos de rendimiento, sino que optimiza los ciclos de mantenimiento y mejora la sostenibilidad operacional de la aeronave [11].

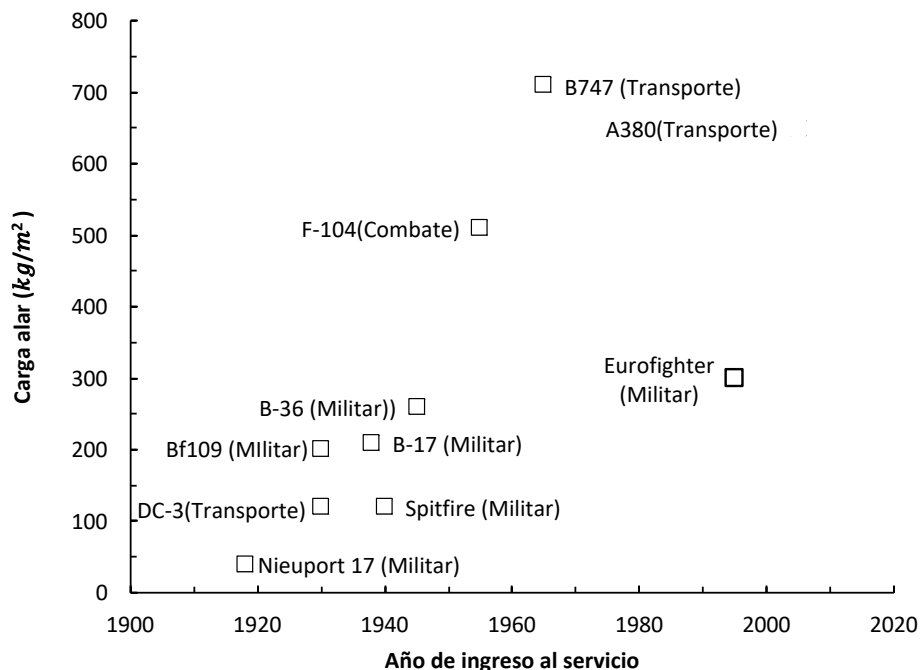
<b>Costo</b>	Costo de compra Procesamiento Mantenimiento
<b>Disponibilidad</b>	Consistencia en el tiempo Continuidad de material
<b>Manufactura</b>	Fácil proceso de manufactura y modelamiento Tiempos de manufactura
<b>Densidad</b>	Baja coeficiente específico de gravedad para estructura livianas, para una mejor maniobrabilidad, mejorando el peso y una mayor velocidad con un bajo costo de combustible
<b>Propiedades Mecánicas estáticas</b>	Rigidez (Módulo de Elasticidad) Resistencia a la deformación
<b>Comportamiento a la fatiga</b>	Resistencia a la fatiga, (crecimiento de grietas) por efectos de esfuerzos de deformación por cargas mecánicas y térmicas
<b>Factores ambientales</b>	Resistencia a la corrosión Resistencia a la oxidación Resistencia al daño por impacto ( <i>Foreign object Damage</i> ) FOD

**Tabla 1.** Factores de selección para materiales aeroespaciales.

**Fuente:** Tomado de [18].

El uso de compuestos fibroreforzados para fabricación de aeronaves ha permitido que se reduzca entre un 15-20 % del peso de las aeronaves en comparación con el diseño convencional de aeronaves en aluminio. El uso de la fibra de carbono y fibra de vidrio en refuerzo aglomerado con resinas epóxicas, ha permitido construir estructuras más livianas capaces de transportar una mayor cantidad de peso (carga útil), incrementando las capacidades de operación en pistas más cortas y un mejor desempeño en maniobras de combate para aeronaves militares, igualmente extendiendo el rango de operación y velocidad para aeronaves comerciales [16].

En la **Figura 2** se muestra la comparación de cargas alares de aeronaves de transporte y militar en referencia al año de ingreso al servicio. Se evidencia un aumento significativo de cargas de deformación alar, para las aeronaves modernas, lo cual obedece a las necesidades operacionales, por el aumento en el número de pasajeros y cantidad de carga transportada por medio aéreo. [12].



**Figura 2.** Carga alar en referencia al año de ingreso al servicio de aeronaves militares y civiles.  
**Fuente:** Tomado de [17].

Así mismo, para las aeronaves militares, desde los bombarderos hasta las aeronaves de combate tipo caza, se incrementó el número de puntos duros en los planos con el fin de adaptar un mayor número de armamento. Adicionalmente las maniobras de combate aire-aire en donde se requieren aeronaves más livianas con la posibilidad de soportar una mayor cantidad de gravedades [15]. Por lo cual, se han venido implementando nuevos procesos de diseño y fabricación de aeronaves, enfocados en la modernización de formas más aerodinámicas y materiales más resistentes, con bajo peso.

En general, se implementaron los materiales compuestos a las estructuras principales aeronáuticas por las ventajas en las propiedades mecánicas frente a materiales metálicos, disminuyendo su peso, los tiempos de mantenimiento y costos de reparación y fabricación. Como resultado se ha visto un incremento en la industria para el uso de los compuestos en estructuras aeroespaciales, como por ejemplo en la aviación de transporte civil como lo es el *Boeing 787* y el *Airbus 350 XMB*, que pesa casi un 50% menos del peso en referencia a otras aeronaves fabricadas con materiales convencionales de su mismo tamaño, siendo esto una ventaja estratégica para la industria aeroespacial [4].

### Compuestos Fibroreforzados

Los materiales compuestos son combinaciones de elementos que se unen para obtener estructuras con propiedades específicas superiores a las de los materiales individuales de los que se construyen. Esta combinación no requiere que los materiales se disuelvan o fusionen, sino que pueden combinarse por medio de capas separadas que actúan estructuralmente en un solo sistema. Los compuestos se fabrican con láminas o capas de materiales fibrosos que se embeben en una resina matriz, estas capas se orientan en diferentes direcciones lo que le

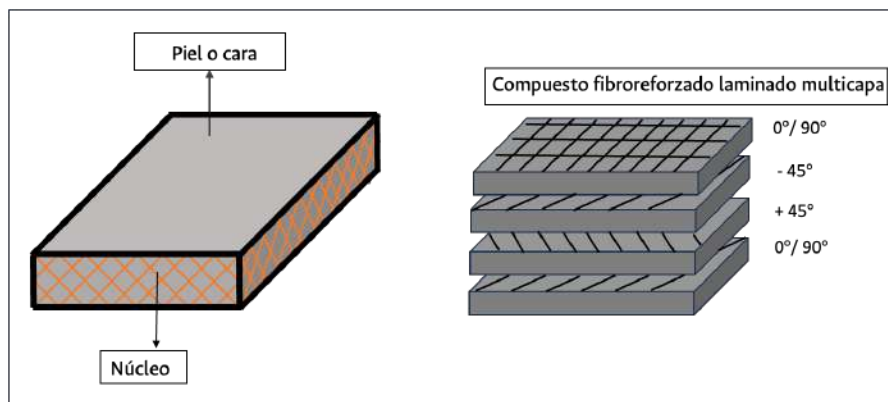
da al material sus propiedades [20]. En la Tabla 2 se puede observar la lista de los materiales más utilizados en la industria aeroespacial para el diseño de partes estructurales y subsistemas dependiendo de su funcionalidad, evaluado en relación con su desempeño frente cargas térmicas y deformaciones.

Propiedad	Aluminio	Titanio	Metales	Aleaciones de Nickel	Compuestos fibroreforzados
Costo	Bajo	Costoso	Medio	Costoso	Costoso
Peso (densidad)	Liviano	Medio	Muy Liviano	Pesado	Muy Liviano
Módulo de Elasticidad	Bajo/Medio	Medio	Muy Alto	Medio	Alto
Resistencia (límite Elástico)	Medio	Medio/Alto	Muy Alto	Medio	Alto
Resistencia a la fractura	Medio	Alto	Bajo/Medio	Medio	Bajo
Resistencia a la fatiga	Bajo/Medio	Alto	Medio/Alto	Medio	Alto
Resistencia a la Corrosión	Medio	Alto	Bajo/Medio	Alto	Muy Alto
Resistencia a la fluencia por alta temperatura	Bajo	Medio	Alto	Muy Alto	Bajo

**Tabla 2.** Calificación de materiales y sus factores de diseño para aplicaciones espaciales.  
**Fuente:** Tomado de [4].

### Estructuras compuestas tipo Sándwich

En la **Figura 3** se observa la representación de un sistema compuesto tipo Sándwich, que se compone de piel o capas a través del núcleo estructural, implementado normalmente en la construcción y fabricación de planos de aeronaves [17]. Estas capas de refuerzo suelen ser normalmente de fibra de vidrio y carbono que están dispuestas en distintas orientaciones para combinar las propiedades mecánicas de cada fase del material.



**Figura 3.** Representación estructura tipo Sándwich y material compuesto laminado fibroreforzado.

**Fuente:** Autor.

**Núcleo estructuras tipo Sándwich:** En las estructuras, el núcleo tipo Sándwich debe soportar cargas transversales de corte y los esfuerzos de compresión y choque colocados en los paneles. El núcleo también debe garantizar una transferencia adecuada de cargas entre los dos laminados de revestimiento a través de los adhesivos estructurales utilizados [17].

Dentro de las aplicaciones a nivel industrial para la fabricación de aeronaves se encuentra la implementación en partes de aeronaves como:

- Paneles de suelo
- Paredes interiores
- Compartimientos de equipaje y bodegas de carga
- Superficies de control (Planos, elevadores y compensadores)
- Ensamblajes estructurales de motor.

La determinación de fallas en compuestos se deben adoptar métodos de pruebas estructurales no destructivas (END), del inglés *non-destructive testing (NDT)*, como lo son métodos ultrasónicos de rayos X, termografía y corrientes parásitas, los cuales, se pueden adoptar para detectar daños en los compuestos.

Sin embargo, estos métodos (NDT) son limitados ya que se pueden aplicar solo de manera local dentro de instalaciones de mantenimiento, lo que obliga a desmontar las estructuras y transportarse a las áreas de inspección, es decir estos métodos no son fácilmente accesibles y no pueden aplicarse durante la operación de equipos y piezas en tiempo real [21]. Por lo cual, es pertinente adaptar tecnologías de monitoreo estructural más eficientes, que puedan implementarse a las estructuras de las aeronaves, y permitan registrar los datos de deformaciones durante los vuelos, para analizar más fácilmente la existencia de fallas críticas de materiales o superficies.

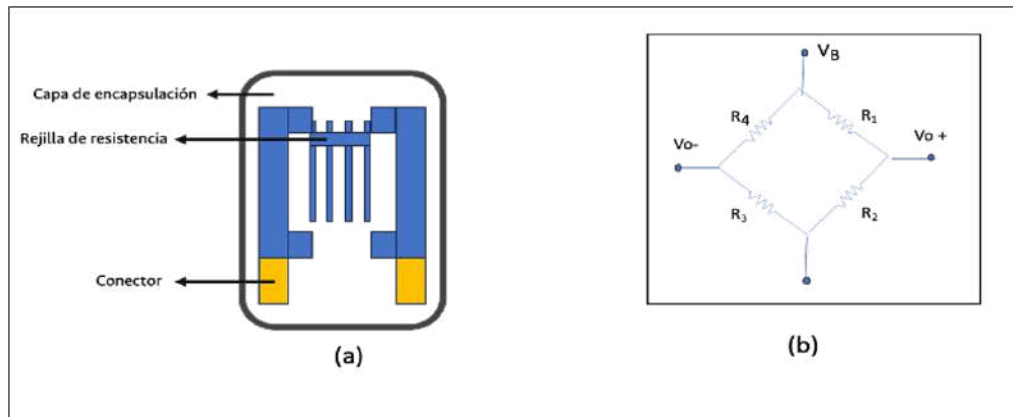
## 1.3 Sensores para SHM

### Introducción

Respecto de los SHM o métodos de monitoreo estructural se puede decir que cumplen con la labor de servir de medio para obtener diversa información acerca de la estructura que se esté estudiando, dentro de los que se encuentran datos como temperatura, tensión, deformación y vibración entre otros [21], de tal manera que a continuación, se mencionan algunos de los principales métodos de monitoreo estructural para estructuras de materiales compuestos:

#### Galgas extensiométricas de resistencia

Están compuestas por un medidor de tensión que identifica la resistencia, una rejilla de resistencia de un material de alambre fino o lámina y un conector que cumple la función de encapsulado, como se observa en la **Figura 4**. Así, la rejilla detecta la deformación de la estructura como valor de resistencia. En (a) se observa la estructura y partes del sensor el cual se encuentra encapsulado, y que contiene las respectivas rejillas de resistencia y conector. En (b) se muestra el fundamento teórico en el que se basa el sistema de adquisición de datos, por medio del circuito de Wheatstone [22].



**Figura 4.** Configuración de una galga extensiométrica de resistencia (b) Circuito de puente de Wheatstone.

**Fuente:** Autor.

Estos medidores de resistencia son altamente efectivos para adherirse a diferentes estructuras y son aplicables para los entornos aeronáuticos de alta temperatura o presión [21]. Cabe resaltar que estos sensores son normalmente utilizados en las pruebas estructurales de puntos críticos de aeronaves. [6] [2].

### Sensores de fibra óptica FBG

En las últimas décadas se han desarrollado técnicas basadas en fibra óptica que pueden usarse para muchos propósitos, entre ellos, los sensores de fibra óptica que pueden complementar los métodos convencionales de medición. En particular, los sensores de fibra óptica permiten la toma de variables como temperatura y tensión mecánica en ambientes específicos, donde el uso de los sensores convencionales no es posible [23].

En la actualidad, existe una gran variedad de tecnologías de sensores de fibra óptica, entre los que se pueden mencionar los interferómetros *Fabry-Perot*, los *Fiber Bragg Gratings (FBGs)*, los sensores distribuidos basados en los efectos de *Rayleigh*, *Raman* y las técnicas de dispersión óptica de *Brillouin*. Según la modulación de la luz y del efecto que se utiliza para medir los fenómenos físicos, estas tecnologías de detección óptica se pueden clasificar de la siguiente manera [24]:

- Intensidad - atenuación de luz
- Interferómetro - diferencia de fase entre dos ondas de luz (*Sagnac*, *Michaelson*, *Mach-Zehnder*)
- Resonante - frecuencia de resonancia óptica de una cavidad óptica (*Fabry-Perot*)
- Distribuido - retrodispersión (*Rayleigh*, *Raman*, *Brillouin*)
- Polarimétrico - estado de polarización de la onda de luz
- Interferencia espectral - frecuencia de onda de luz que interfiere con una estructura periódica (*Fiber Bragg Grating*)

Con base en su topología y configuración, los sensores de fibra óptica pueden clasificarse como de solo un punto, multipunto o distribuido.

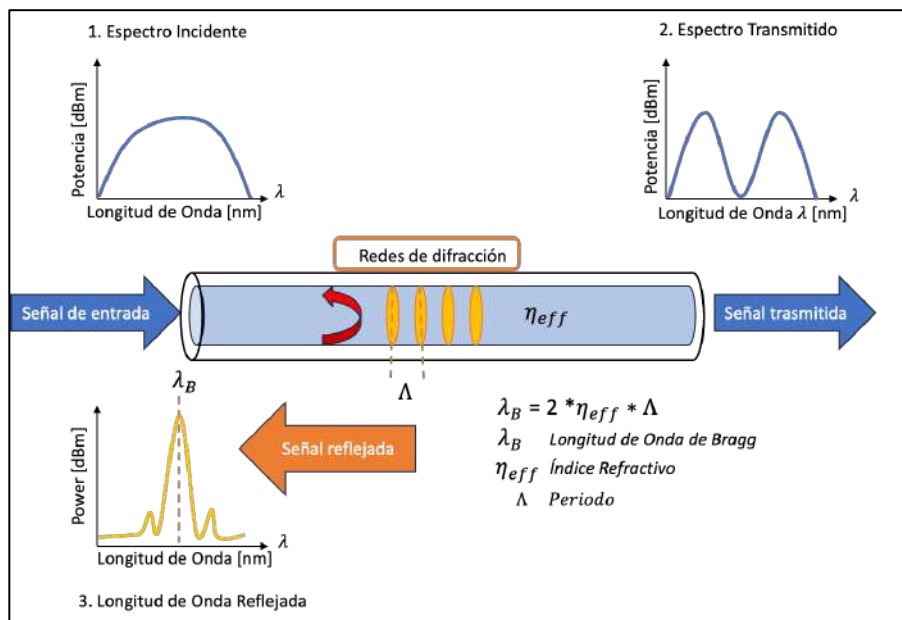
Los sensores de fibra óptica presentan algunas ventajas respecto a los sensores tradicionales:



- Inmunidad a interferencia electromagnética.
- Menor tamaño, peso y cableado.
- Capacidad de multiplexación más alta.
- Sensibilidad mayor.
- Son más resistentes a condiciones ambientales adversas como la corrosión.

Uno de los tipos de sensores ópticos más versátiles y ampliamente utilizados es la Rejilla de Dispersión de Bragg (FBG), la cual refleja una longitud de onda de luz específica que se transmite en respuesta a variaciones en temperatura y/o esfuerzo (*Strain*). Dada su capacidad intrínseca para medir una gran cantidad de parámetros, junto con la flexibilidad de su uso, ya sea como sensor de un solo punto o como un arreglo de sensores multipunto, los FBG se utilizan en el monitoreo estructural, permitiendo detectar cambios en la carga y elongación de una estructura mediante la observación de variaciones en las longitudes de onda reflejadas [25]. En particular los sensores del tipo FBG (*Fiber Bragg Grating*), permiten el uso de fibra óptica como sensor de temperatura o de tensión mecánica. Las perturbaciones del exterior se reflejan en un cambio en el espaciamiento de la rejilla de Bragg. A esto le siguen los cambios de temperatura y el alargamiento de la fibra, mediante las variaciones en la longitud de onda reflejada por la rejilla [23].

En la **Figura 5** se observa, el esquema de funcionamiento un sensor FBG, el cual se compone de una onda o espectro incidente, que ingresa por la fibra y pasa a través de un filtro que coincide con la longitud de onda resonante de Bragg  $\lambda_B$ , conocido como rejilla de Bragg, que se encuentra dentro de un núcleo de fibra óptica y cuenta con un periodo de espaciamiento característico entre rejillas  $\Lambda$ . Esta señal reflejada sale por el final de la fibra sin verse afectada, sin embargo, una porción de la señal se refleja a la entrada fibra [26].



**Figura 5.** Esquema de funcionamiento de un sensor de fibra óptica basado en redes de difracción de Bragg.

**Fuente:** Adaptado de [27].

Estos sensores compuestos por redes de difracción de Bragg, (*Fiber Bragg Gratings FBGs*), registran los cambios en la longitud de onda de la luz y se construyen realizando perturbaciones periódicas en el índice de refracción de la fibra óptica, al traspasar un haz de luz por medio de la fibra, estas perturbaciones actúan como una rejilla que refleja cierta longitud de onda conocida como longitud de onda de Bragg y permite que el resto de las longitudes se transmitan sin ser afectadas [28].

$$\lambda_B = 2n_{eff}\Lambda \quad (1-1)$$

En la ecuación (1-1) se describe la relación de la longitud de onda reflejada dado un cambio de espaciamento de periodo  $\Lambda$ , donde  $\lambda_B$  es la longitud de onda de Bragg, reflejada por una rejilla inscrita en el núcleo de la fibra óptica.

$$\Delta\lambda_B = 2\left(\Lambda\frac{\delta n_{eff}}{\delta l} + n_{eff}\frac{\delta\Lambda}{\delta l}\right)\Delta l + 2\left(\Lambda\frac{\delta n_{eff}}{\delta T} + n_{eff}\frac{\delta\Lambda}{\delta T}\right)\Delta T \quad (1-2)$$

Donde

$\Delta\lambda_B \rightarrow$  cambio de longitud de onda reflejada (nm)

$\Delta l \rightarrow$  cambio de longitud (nm)

$\Delta T \rightarrow$  cambio de temperatura (°C)

En la ecuación 1-2, se describe la relación del cambio de la longitud de onda reflejada, dado un cambio en su longitud y temperatura, que se traduce en un cambio del espaciamento de las redes de difracción de Bragg, para adquirir los datos de las perturbaciones externas [29] [27]. Obtener los datos de las perturbaciones externas que inducen un cambio en espaciamento de las rejillas  $\Lambda$  o en el índice de refracción de la fibra  $n_{eff}$ , es importante para lectura de datos mecánicos ya que se pueden traducir en deformaciones y cambios de temperatura sobre un material.

### Deformaciones mecánicas de los sensores FBG

Como se trató anteriormente, las rejillas de Bragg son sensores que pueden registrar los cambios de longitud, ya que afectan directamente las propiedades intrínsecas de las rejillas, que es necesario para obtener la magnitud y dirección de las fuerzas aplicadas para lograr la elongación del sensor.

Una de las formas que se relacionan la deformación  $\varepsilon$  y la longitud de onda  $\lambda$  se puede realizar de forma teórica a través de la ecuación 1-3 deformación mecánica es través de:

$$\Delta\lambda_B = \lambda_B(1 - p_e)\varepsilon_z \quad (1-3)$$

con

$$p_e = \frac{\eta_{eff}^2}{2}[p_{12} - v(p_{11} + p_{12})] \quad (1-4)$$

Donde

$p_e \rightarrow$  Sensibilidad de deformación

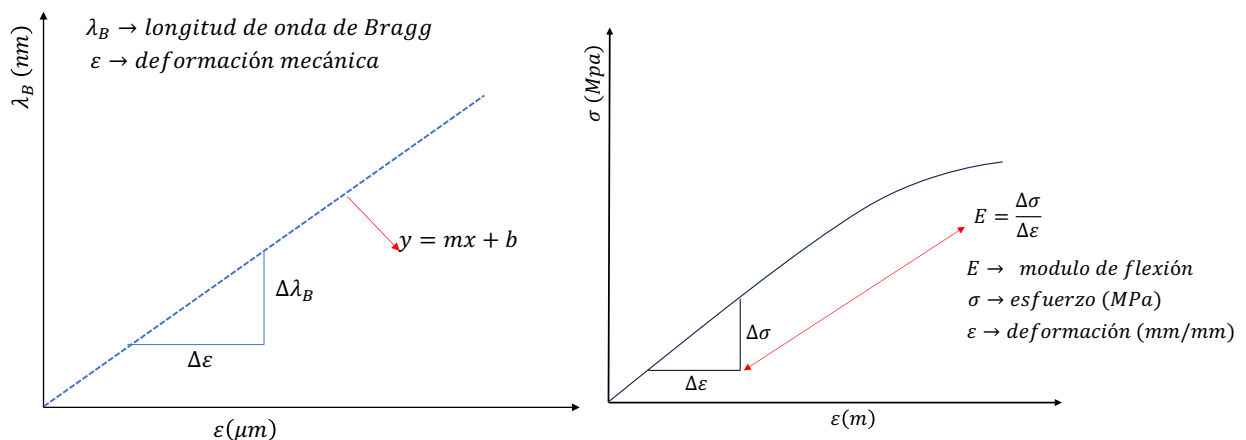
$p_{11,12} \rightarrow$  Constantes de relación tensión – óptica

$\lambda_B \rightarrow$  Longitud de onda inicial (nm)

$v \rightarrow$  Valor constante

A través de la ecuación 1-3, se describe la relación entre la longitud de onda y la deformación en el eje axial, en donde se puede observar interacción entre la longitud de onda y la deformación, en el cual se demuestra que las propiedades de la fibra pueden modificarse ante una deformación por una carga aplicada [27]. A partir de las ecuaciones 1-3 y 1-4 se obtienen las gráficas de análisis de deformación respecto al cambio de la longitud de onda. Para analizar el comportamiento de un material compuesto por método experimental se deben obtener valores de deformación según una carga aplicada, mediante el módulo de flexión y esfuerzos máximos de deformación.

En la **Figura 6** se observa el análisis de la deformación mecánica de un material compuesto, ante una carga aplicada, donde (a) es la señal emitida por un sensor FBG, (b) son los datos bajo en una prueba esfuerzo y deformación, cuya deformación mecánica puede relacionarse a través de la ecuación 1-3.



**Figura 6.** Relación señal longitud de onda y deformación mecánica a la aplicación de un esfuerzo.

**Fuente:** Autor.

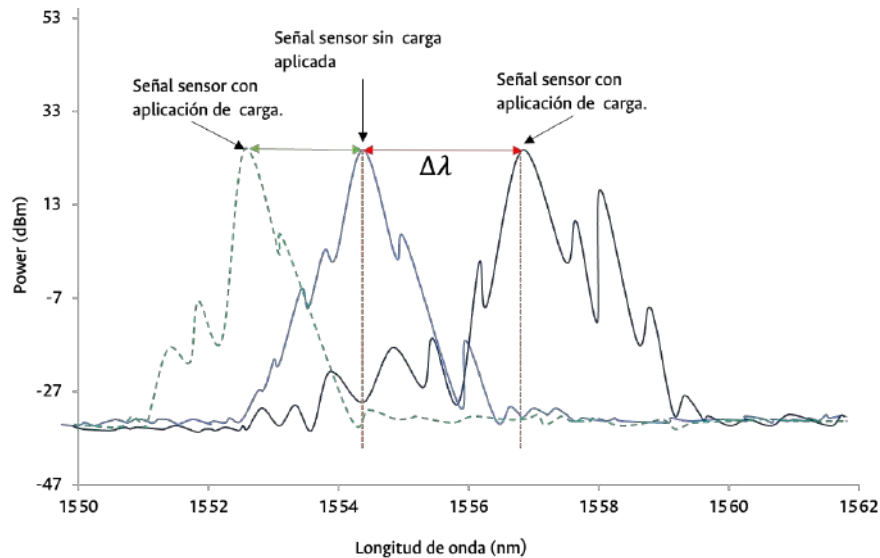
En este documento se requiere conocer el valor de la deformación mecánica a través de los sensores FBG instalados en los planos de la aeronave, para conocer la magnitud de la fuerza aerodinámica en el plano del avión. Estos datos de deformación permiten analizar el efecto de elongación de puntos y pueden asociarse a un esfuerzo a través de métodos numéricos y experimentales, en donde se busca verificar la magnitud del cambio de la longitud de onda asociada a un fenómeno físico de aplicación de esfuerzos en el punto de interés [5].

### Sistema de adquisición de datos

Estos sistemas de medición de deformación son diseñados con valores o bandas de longitud de onda específicas que se mantienen constantes si no hay ninguna aplicación de carga o cambio

de temperatura. Los cambios en las deformaciones se registran desplazando los valores de longitud de onda dependiendo la condición de la elongación, de acuerdo con el desplazamiento  $\Delta\lambda$ , permite determinar la dirección de la carga aplicada, para verificar el tipo de esfuerzo mecánico al cual se somete la estructura [12].

En la **Figura 7** se observa el desplazamiento de una longitud de onda ante el cambio de la deformación que se puede presentar en una estructura, en el cual su movimiento permite conocer el estado de la carga, en cuanto a su dirección y magnitud en la deformación. Esta señal puede visualizarse una vez sea transferida a través del sistema interrogador, el cual es mostrado de la forma gráfica que se presenta en la figura [27].

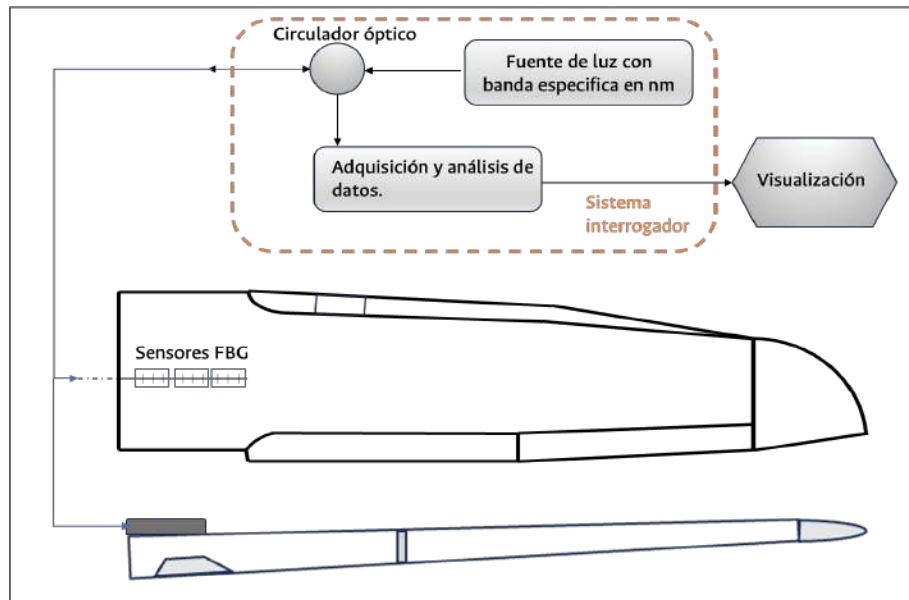


**Figura 7.** Señal gráfica en estado deformación del sensor FBG y su dirección de desplazamiento.  
**Fuente:** Autor.

En la **Figura 8** se observa el esquema del funcionamiento básico de un sistema de redes de difracción de Bragg instalado en el plano de una aeronave, en donde una señal o espectro incidente, pasa a través de un circulador óptico, el cual hace la diferenciación entre la señal del FBG de una fuente de alto espectro y el espectro reflejado por los sensores FBG. A partir de este espectro reflejado se obtienen los datos provenientes de cada uno de los sensores FBG inscritos en la fibra, los cuales se traducen en las unidades correspondientes y se visualizan en un equipo de cómputo, para evaluar el comportamiento dinámico con relación al tiempo de muestreo [27].

Al utilizar este sistema, una señal o espectro incidente atraviesa un circulador óptico, el cual distingue entre la señal proveniente del FBG y otras fuentes de alto espectro, así como el espectro reflejado por los sensores FBG. Este enfoque permite recopilar datos precisos de cada sensor FBG inscrito en la fibra, los cuales se traducen en unidades correspondientes y se muestran en un equipo de cómputo. Esta información es importante para evaluar el comportamiento dinámico de la aeronave a lo largo del tiempo, lo que permite detectar y prevenir posibles fallos estructurales antes de que se conviertan en problemas graves. En

resumen, el sistema de difracción de Bragg ofrece una herramienta valiosa para el monitoreo continuo y la seguridad operativa de las aeronaves.



**Figura 8.** Esquema de funcionamiento de un sistema FBG implementado en la estructura del plano de aeronave.

**Fuente:** Adaptado de [27].

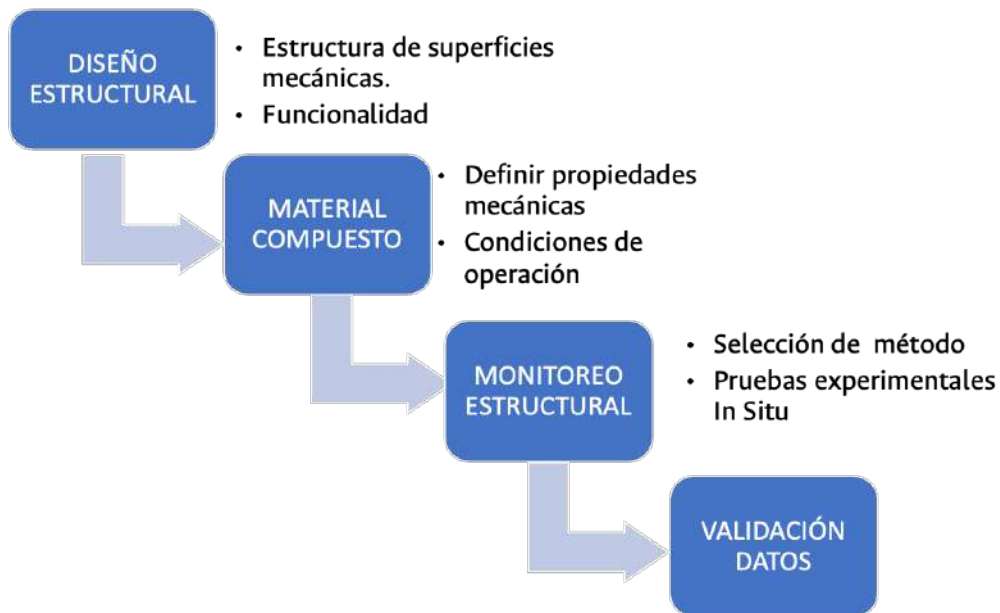
De igual forma, esta figura muestra cómo se implementan de manera básica los sensores para el monitoreo estructural de aeronaves. Se han desarrollado procesos de implementación de sensores FBG, para la detección de grietas fallas o deformaciones localizadas, no obstante, esta implementación siempre dependerá de la forma de la estructura y la ubicación del punto de interés, por lo que se tienen desde arreglos en mallas de sensores, sensores embebidos y sensores localizados [5].

### **Sensores Piezoeléctricos**

Estos sensores se usan para medir vibraciones de alta y baja frecuencia, como las ondas Lamb o las emisiones acústicas. Estos sensores son de bajo costo, de tamaño pequeño y bajo peso, son fabricados en materiales piezoeléctricos que son cerámicos, los cuales generan una respuesta frente a una fuerza aplicada sobre el sensor, lo que permite que el campo eléctrico externo aplicado de una respuesta de un campo de tensión [21]. Estos sensores pueden convertirse también en actuadores, son fabricados en su mayoría de cerámica de titanio, plomo y circonio (PZT), los cuales, cuentan con capacidades de conducción, y son recubiertos con una película de polivinilideno (PVDF) para brindarles capacidades de flexibilidad piezoeléctricas [21].

De lo anterior, en el uso de materiales compuestos especialmente en el campo aeroespacial, se observa que se ha incrementado su uso en las últimas décadas considerando sus propiedades mecánicas, disminuyendo el peso de las estructuras, y sus múltiples propiedades anisotrópicas que dificultan la tarea de predecir su comportamiento por las combinaciones de materiales de

refuerzo, estructuras y matrices [4]. En la **Figura 9** se describe, el análisis básico realizado durante el presente capítulo donde se define que el monitoreo estructural, a nivel industrial que permite identificar los cambios de las propiedades mecánicas de estos materiales y crear un sistema predictivo de fallas para los programas de mantenimiento y seguridad [19].



**Figura 9.** Proceso de selección de SHM para materiales compuestos.

**Fuente:** Autor.

La selección del método de monitoreo es fundamental para obtener los datos de manera más precisa según la variable que se quiere obtener, el tamaño y tipo de estructura. Se destaca el uso de sensores de fibra óptica, ya que su tamaño, peso y capacidad de implementarse en estructuras internas o externas, representa una ventaja para obtener datos de estructuras aeronáuticas que se validan con métodos pasivos. Para los materiales compuestos de uso aeronáutico es fundamental medir las variaciones de deformación, para caracterizar tanto las estructuras como los materiales de manera individual. De acuerdo con lo anterior, se puede decir que el método más adecuado para obtener los datos de deformación, serán los sensores de Fibra Óptica tipo FBG, ya que permiten diferir la magnitud del desplazamiento en estados de flexión, tensión y compresión de la piel del plano del T-90 Calima, así como, tomar datos en vuelo In Situ. Sin embargo, se requiere diseñar un método de implementación adecuado para la instalación de los sensores y la alimentación eléctrica del interrogador.

## Capítulo 2: Caracterización de los materiales y sistema de monitoreo con los materiales de la aeronave T-90 Calima.

En este capítulo se realizará la caracterización de los materiales y la identificación de los puntos críticos para la respectiva evaluación de las cargas máximas y fallas del material compuesto laminado de los planos del T-90 Calima, no obstante, se deben describir las características generales del avión y las condiciones estructurales que influyen en la deformación de los planos. Se toman como referencia las simulaciones y las pruebas del fabricante, necesarias para definir los puntos más críticos de ocurrencia de fallas y el criterio de análisis según los esfuerzos y cargas aerodinámicas.

### 2.1 T-90 - Calima

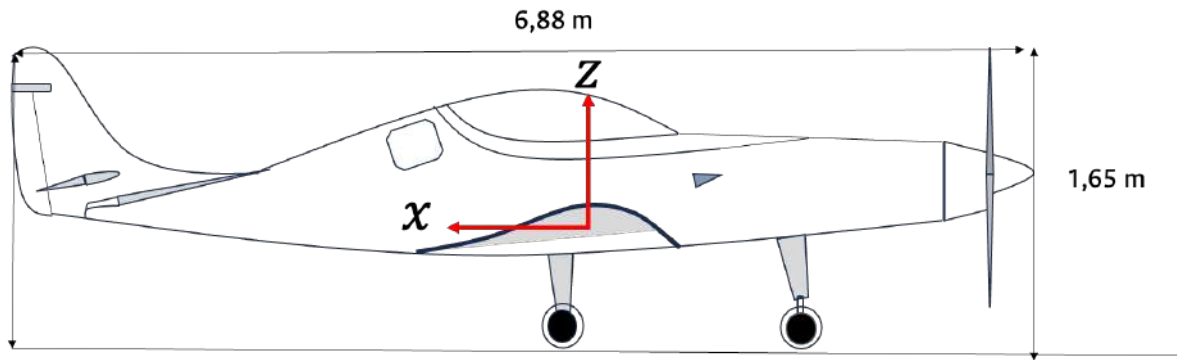
En la **Figura 10** se observa, la aeronave T-90 Calima, sobre la cual se ejecutó la etapa experimental, su diseño está basado en el avión *Legacy FG* de la empresa *Lancair*, el cual es modificado por el Comando de Mantenimiento Aéreo de CAMAN de Fuerza Aérea Colombiana (FAC), y ensamblado en Colombia. Este es el resultado del trabajo conjunto entre la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) y la Corporación Colombiana de la Industria Aeronáutica (CIAC) [30].



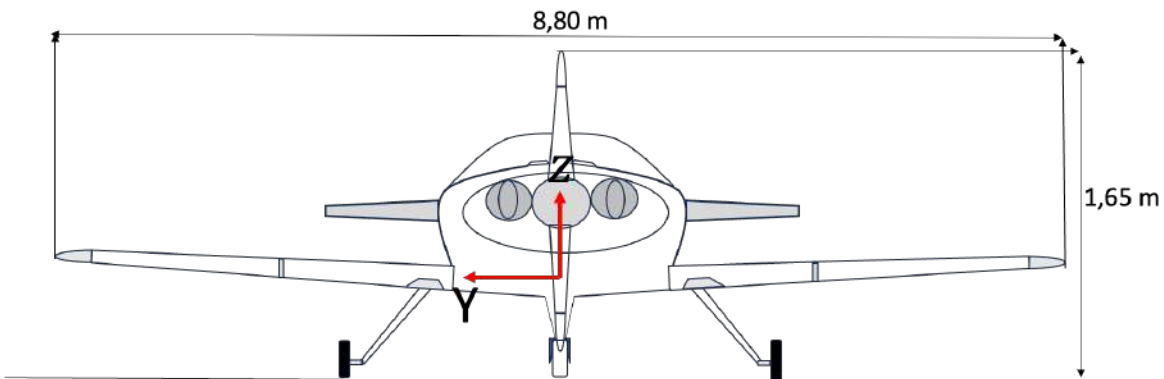
**Figura 10.** Avión de entrenamiento T-90 Calima

**Fuente:** Autor.

En la **Figura 11** se observan las dimensiones del avión T-90 Calima en dos vistas, frontal y trasera, el cual, comenzó a fabricarse en Colombia en mayo del año 2009, por la Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana CIAC. De esta forma, el T-90 Calima, se convierte en el primer avión al servicio de la instrucción de los pilotos de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC).



(a) Vista lateral derecha T-90 Calima



(b) Vista frontal T-90 Calima

**Figura 11.** Dimensiones T-90 Calima. (a) vista lateral derecho. (b) vista frontal.

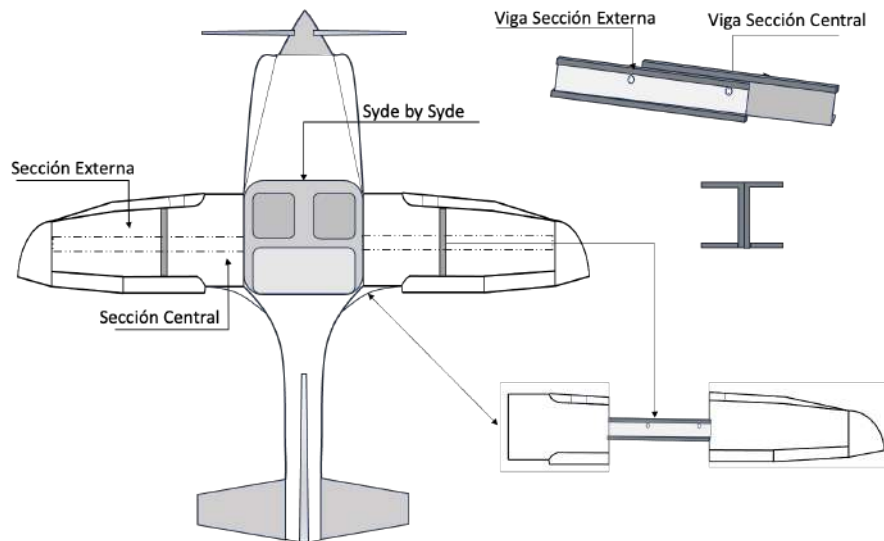
**Fuente:** Autor.

La aeronave tiene un tiempo de operación de 7 a 8 horas diarias, en donde se realizan un promedio de 20 a 30 aterrizajes diarios, dependiendo de las necesidades operativas. Adicionalmente, en algunas maniobras se somete a una carga de hasta 3,5 gravedades, lo que hace que los planos y trenes de aterrizajes soporten cargas y deformaciones cíclicas durante cada vuelo, por lo que se necesitan análisis estructurales de monitoreo de fatiga estructural [2]. Dadas sus condiciones de operación y deformaciones en los puntos críticos descritos por la casa fabricante, pueden existir riesgos de fracturas y desgastes críticos, convirtiéndose en un factor de riesgo para mantener los niveles aceptables de seguridad operacional e integridad de los componentes primarios del avión [33].

Esta aeronave se seleccionó para llevar a cabo el presente estudio, debido a que se somete a grandes esfuerzos de deformación por las altas cargas de números de aterrizajes diarios, dado su uso como aeronave de instrucción de pilotos de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC). Estos datos pueden alimentar los sistemas de gestión de riesgo críticos, ya que permiten verificar si los límites estructurales máximos de diseño son excedidos y revisar si la integridad de los componentes primarios del avión está comprometida debido a las cargas cíclicas y aerodinámicas [33].

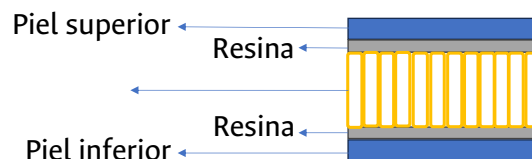


En la **Figura 12** se observa la composición estructural de la aeronave T-90 Calima donde sus planos son soportados por dos vigas principales ancladas directamente al fuselaje del avión. El plano está ensamblado en dos secciones central y externa.



**Figura 12.** Estructura interna de los planos T-90 Calima.  
Fuente: Autor.

En la **Figura 13** se observa la configuración de capas del material compuesto de la piel de los planos del T-90 Calima. Se compone por fibra de vidrio dispuesta en láminas orientadas en diferentes direcciones, junto con resina epóxica, reforzada en una matriz tipo Sándwich en configuración de panal de abejas del inglés *Honeycomb* [31].



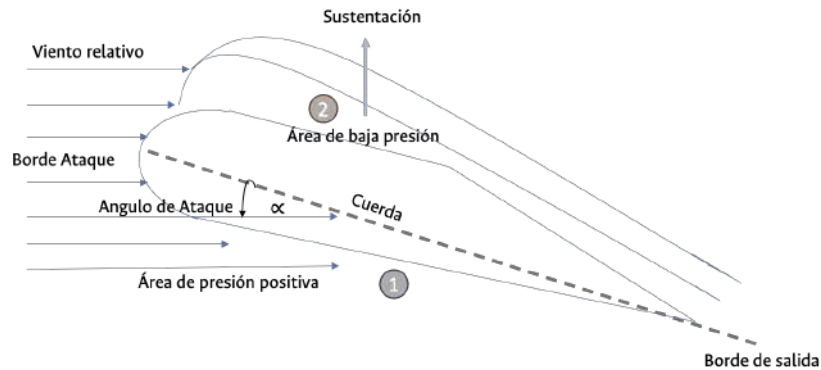
**Figura 13.** Configuración de las capas de material de los planos del T-90 Calima  
Fuente: Autor.

### Aerodinámica en el plano

Dado que se tomaron datos de deformación lineal en vuelo, es fundamental entender cómo actúan las fuerzas aerodinámicas en un plano, ya que de esto depende tanto la ubicación de puntos críticos como la magnitud de la deformación en estados de tensión y compresión de la piel externa de los planos del avión [5] [34]. El plano es el principal cuerpo aerodinámico de la aeronave, y tiene como función principal generar la sustentación adecuada para vencer la fuerza de la gravedad bajo el concepto físico de diferencial de presiones [21].

En la **Figura 14** se observa el esquema del fenómeno de sustentación del plano de una aeronave, a razón del principio de *Bernoulli*, un flujo de aire pasa a través de un estrechamiento, aumentando su velocidad creando una baja presión y alta velocidad, que sale por el lado

opuesto a una baja velocidad, creando una alta presión. En el extradós (cara superior del plano), las moléculas de aire se desplazan desde el borde de ataque hasta el borde de salida a una mayor velocidad y una baja presión creando una zona de baja presión, y en el intradós (cara inferior del plano), las moléculas se desplazan a una menor velocidad y baja presión, este vector resultante de presiones se define como la sustentación [35]. Es importante tener en cuenta el ángulo de ataque que es formado entre la cuerda y el viento relativo, ya que afecta directamente al vector de sustentación y a la carga alar [36]. El coeficiente de sustentación  $C_L$  depende también del cambio del ángulo de ataque  $\alpha$ , el área superficial del plano y la densidad del aire [34].



**Figura 14.** Elementos que componen un perfil alar para el desarrollo de la sustentación en el plano de una aeronave.

**Fuente:** Autor.

### Factor de seguridad

En este documento se considerará el valor del factor de seguridad que representa la capacidad de la estructura de soportar mayores cargas a las que se somete la aeronave en vuelo. Es el cociente entre la resistencia del material y el esfuerzo de diseño representado ecuación (2-1) [34].

$$n = \frac{S}{\sigma} \quad (2-1)$$

Donde:

$n \rightarrow$  factor de seguridad (adimensional)

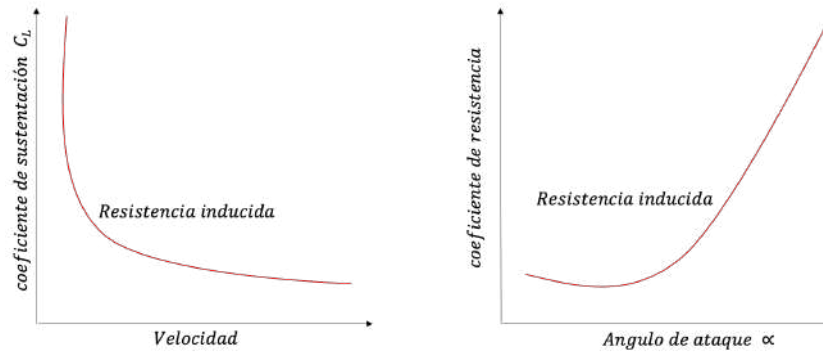
$S \rightarrow$  resistencia del material (MPa)

$\sigma \rightarrow$  esfuerzo de diseño (Mpa)

Este factor de seguridad debe ser superior a 1 en cumplimiento de la normatividad *FAA-FAR 23.305 Strength and Deformation*[33].

### Deformación alar y ángulo de ataque

En el plano existen efectos de esfuerzos generados por el cambio del ángulo de ataque, deformándose en distintas magnitudes y direcciones de acuerdo con la variación de este ángulo que controla el perfil vertical de las aeronaves, en el momento de descensos o ascensos [37]. En la **Figura 15** se observa la relación entre el coeficiente de sustentación el coeficiente de resistencia inducida y la deformación de los planos de la aeronave que va aumentando con el ángulo de ataque y disminuyendo al cambio de la velocidad del fluido [36].



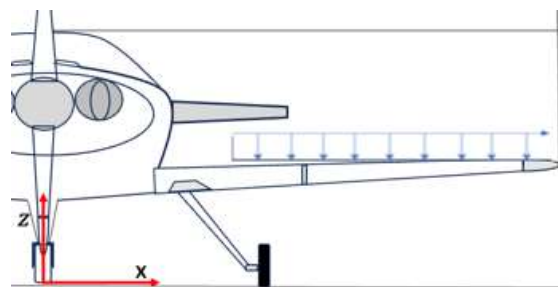
**Figura 15.** Relación de la resistencia inducida y el ángulo de ataque en el plano de aeronave.

**Fuente:** Autor.

### Ensayos microestructurales

Con el fin de conocer las deformaciones y esfuerzos máximos de los materiales compuestos laminados de matriz polimérica, por efectos de la vibración y deformaciones, se han desarrollado métodos de ensayos estructurales para conocer los esfuerzos máximos a los cuales pueden ser sometidos y las fallas más comunes que se presentan ante las deformaciones aerodinámicas. En estos ensayos se obtienen los estados de esfuerzos y deformaciones máximas, con el fin de caracterizar la estructura en cuanto a sus propiedades mecánicas que puedan afectar la seguridad en vuelo [6].

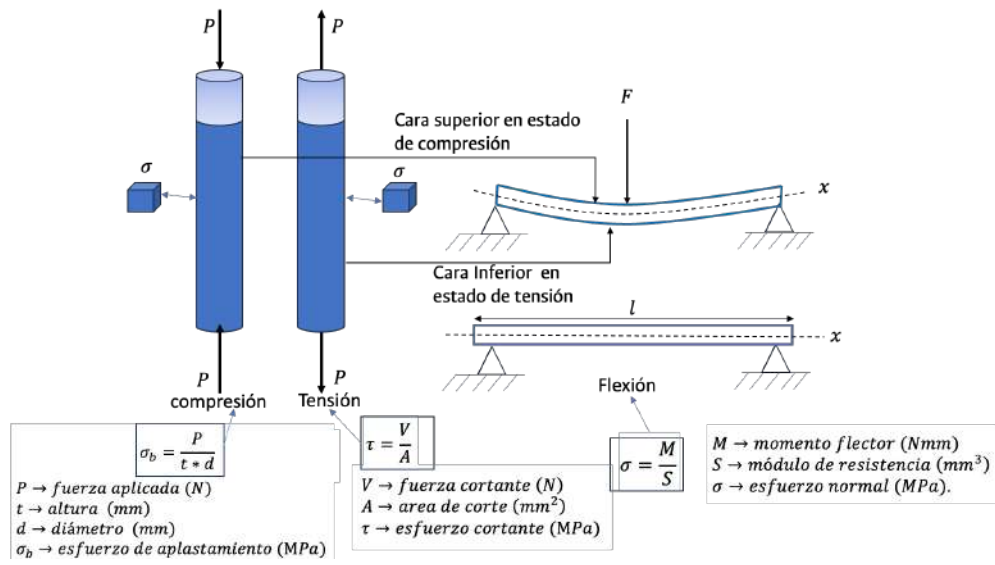
En la **Figura 16** se observa la estructura del plano de una aeronave que es sometida a esfuerzos perpendiculares, concepto en cual se basan los ensayos estructurales en bancos estáticos de pruebas de aeronaves con actuadores hidráulicos.



**Figura 16.** Esfuerzos mecánicos durante ensayos estructurales con la aplicación de cargas perpendiculares.

**Fuente:** Autor.

En la **Figura 17** se observa el estado de las deformaciones en la piel del plano de una aeronave, por una carga perpendicular en los planos de un avión. Se describen las ecuaciones para realizar los análisis a partir de las gráficas de deformación y esfuerzo. Estas deformaciones aerodinámicas en el plano pueden analizarse a través del estudio de las propiedades mecánicas bajo ensayos estructurales de tensión y compresión, que permiten conocer las cargas máximas que pueden estar sometidos los planos en vuelo con la variación de factores de carga [17] [31].



**Figura 17.** Esfuerzos mecánicos de tensión, compresión y flexión en el plano de la aeronave.  
**Fuente:** Autor.

Los esfuerzos de flexión con cargas perpendiculares son los más utilizados para analizar los comportamientos de los planos, ya que permiten analizar las deformaciones que pueden existir por los fenómenos físicos, simulando los efectos aerodinámicos por la existencia de cargas perpendiculares o cargas alares por el cambio del ángulo de ataque (ver **Figura 15**). Durante estos ensayos estructurales, se evidencia la existencia esfuerzos de compresión y tensión que causan una elongación o compresión de la piel de los planos [17][11].

En los ensayos estructurales para planos de las aeronaves se registran estas deformaciones a nivel microestructural a través de sistemas de monitoreo estructural, como son las galgas extensiométricas del inglés *Strain Gauges (SGs)*, que cuentan con una alta sensibilidad y con la capacidad detectar deformación desde los  $0,5(\mu\varepsilon)$  hasta  $5000(\mu\varepsilon)$  microstrain, unidad que mide la deformación de un material, generalmente utilizada en los reportes de ensayos estructurales [6].

Dentro de los ensayos microestructurales se incluyen los análisis de fallas por microscopía electrónica de barrido del inglés *Scanning Electron Microscopy (SEM)*, con una resolución desde los 3 hasta los 20 nm (nanómetros) para evaluar la composición y comportamiento de las distintas capas de materiales que constituyen una estructura. Estos sistemas cuentan con la capacidad de verificar la interacción interna de materiales, localizar grietas, desgarramientos o cualquier defecto en el material, producto de ensayos estructurales [36].

En conclusión, de este apartado, se reconoce que el ala de avión está compuesta de materiales diseñados para configuraciones estándar de aeronaves livianas. La carga alar ejerce una influencia significativa en las deformaciones de estos materiales compuestos. A través del estudio de tensiones y compresiones durante ensayos estructurales, se puede describir el impacto aerodinámico en la estructura [17]. Esta comprensión es importante para calibrar adecuadamente los sensores FBG en tierra antes de su utilización en la medición de deformaciones durante el vuelo, ya que pueden traducir cargas de tensión o compresión,

mediante la medición de cambio de longitud de onda, con una previa caracterización de cambios de longitud de onda, para entender cómo actuar las fuerzas aerodinámicas en las zonas críticas previamente [4].

## 2.2 Identificación y caracterización de los puntos críticos en los planos de la aeronave T-90.

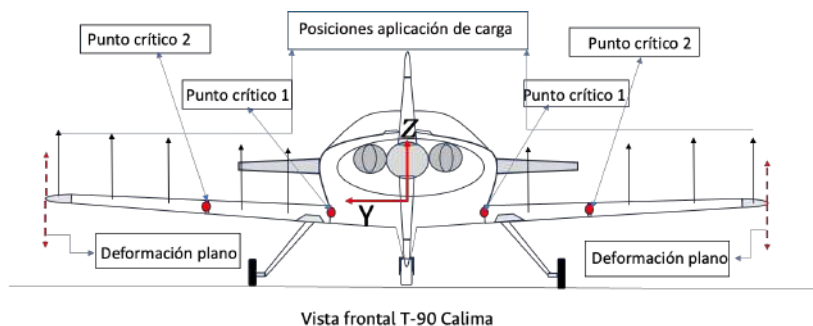
Para seleccionar los puntos críticos de los planos del T-90 Calima, se toman como referencia los ensayos estructurales e identificación de puntos críticos por simulación en software ANSYS, desarrollados por la Corporación de la Industria Aeroespacial Colombiana CIAC. Estos resultados e informes de ingeniería fueron compartidos para el análisis del presente trabajo, no obstante, al ser una aeronave militar se tienen restricciones para develar dicha documentación, manuales o informes desarrollados por la Fuerza Aérea Colombiana (FAC), y la empresa fabricante, ya que se constituye como secreto industrial.

### Determinación de puntos críticos

Según la revisión de los reportes de ingeniería No. INFPYCIAC-01 (DETERMINACIÓN DE PUNTOS CRÍTICOS) del año 2015 y No. ER-T90-2019-028 (SIMULACIÓN DEL PLANO ALAR DE MATERIAL COMPUESTO) [31], se identificaron cinco (05) zonas críticas en la aeronave, de las que se seleccionaron dos (02) puntos críticos de interés ubicados en los planos de la aeronave.

### Ensayos Estructurales aeronave T-90 Calima

En 2019 la CIAC realizó el ensayo estructural de los planos del T-90 Calima bajo las FAR 23 (normativa de ensayos mecánicos en aeronaves), realizadas en las instalaciones del Comando Aéreo de Mantenimiento CAMAN. De allí se obtienen los datos de las deformaciones máximas para ser comparadas por la simulación de elementos finitos para la caracterización de esfuerzos. En este ensayo se instalaron actuadores hidráulicos para realizar las deformaciones del plano en el eje Z, así mismo, se instrumentaron los planos del avión con treinta y tres (33) galgas extensiométricas, de las cuales se obtuvieron los datos de deformación del plano. En la **Figura 18** se observa la distribución de las cargas, de los ensayos mecánicos estructurales de la CIAC, en los planos de la aeronave T-90 Calima.



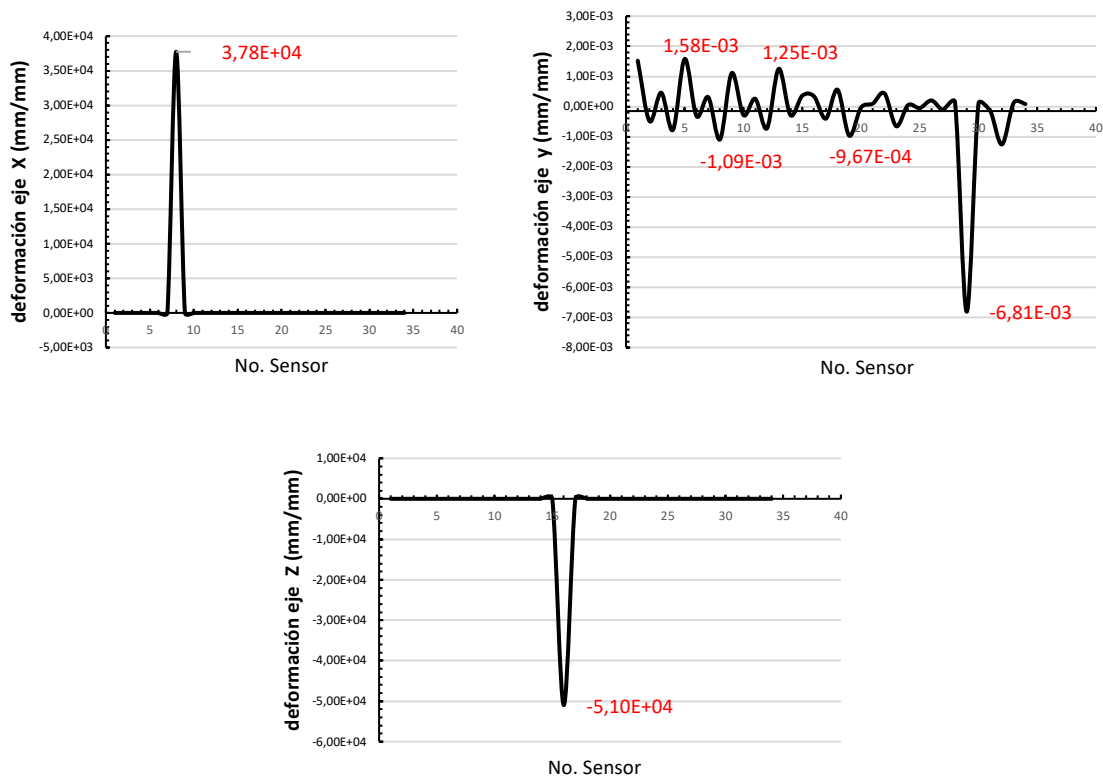
**Figura 18.** Distribución de cargas en los planos T-90 Calima para pruebas.  
**Fuente:** Autor.

## Criterios de selección de puntos críticos

La identificación y selección de los dos puntos críticos para la instalación de los sensores y la caracterización estructural se realizó bajo los siguientes criterios:

**Análisis de reporte de ingeniería:** Se revisaron los estudios estructurales de la CIAC y el reporte de resultados de la simulación en el software ANSYS, donde se indica que aplicaron los criterios de falla de *Tsai-Hill* y *Hoffman*, incluyendo el número de capas de fibra vidrio que contiene el plano, y se establecen las deformaciones máximas microestructurales en los puntos críticos de interés con diferentes esfuerzos de deformación laminados [17]. De las cinco zonas críticas se identifican dos en particular que presentan la mayor cantidad esfuerzos y por ende una mayor deformación: la unión del plano y el fuselaje y la unión de la sección central y externa del plano [31].

**Análisis gráfico:** Para este documento se cuenta con los treinta y tres (33) datos de deformación, registrados bajo los ensayos mecánicos con las galgas extensiométricas, a partir de los cuales se construyen las gráficas de deformación, como se observa en la **Figura 19**, para los ejes ( $x, y, z$ ). A partir de los valores máximos de deformación, se identifican y caracterizan los puntos críticos de los planos.



**Figura 19.** Identificación de los sensores y deformaciones máximas en los ejes de referencia ( $x, y, z$ ).

**Fuente:** Autor.

En el **Anexo 1** se pueden observar las gráficas de la relación entre las deformaciones para los ejes ( $x$ ) y ( $y$ ), también se representan los valores máximos en los puntos críticos 1 y 2, definidos anteriormente.

En la **Tabla 3** se resumen los resultados del reporte de los datos de las deformaciones, aplicando cuatro (04) variaciones de factor de carga F.C (n), cada prueba con factor seguridad (F.S). Entre más alto este factor existe una menor probabilidad de ocurrencia de fallas críticas. Se observa que el factor de seguridad disminuye con la aplicación de carga, en donde 1,6 es el valor mínimo, ante la aplicación máxima de fuerza con un valor de 30836,72 N.

Prueba No.	Fuerza (N)	F. S	F.C	$\sigma_{max}(Mpa)$	$d_{max}(mm)$
1	5074,29	9,68	1	265,92	23,3
2	12360,8	3,97	2,28	648,74	95,59
3	20556,55	2,39	3,8	1077,4	225,59
4	30836,72	1,6	5,7	1616,4	470,52

**Tabla 3.** Valores de análisis de esfuerzos y deformación desarrollados a partir de los datos de sensores (SGs).

**Fuente:** Autor.

En el **Anexo 2** se pueden verificar las coordenadas de los puntos críticos que se disponen para relacionar las posiciones de las galgas extensiométricas, que se colocaron en la instrumentación para el procedimiento de ensayos mecánicos de los planos del T-90 Calima, los cuales son la referencia que se utiliza en este documento para la ubicación de los puntos críticos seleccionados.

De acuerdo con lo anterior, en la **Tabla 4** se observan los valores de deformación máximos y mínimos, y la identificación de puntos y zonas críticas (Z.C), de conformidad con los registros con los datos de *Strain Gauges* (SGs), relacionada con la marcación de sensores en código alfanumérico de la siguiente forma (XXXX/Z.C), en donde el segundo número representa la zona crítica (Z.C).

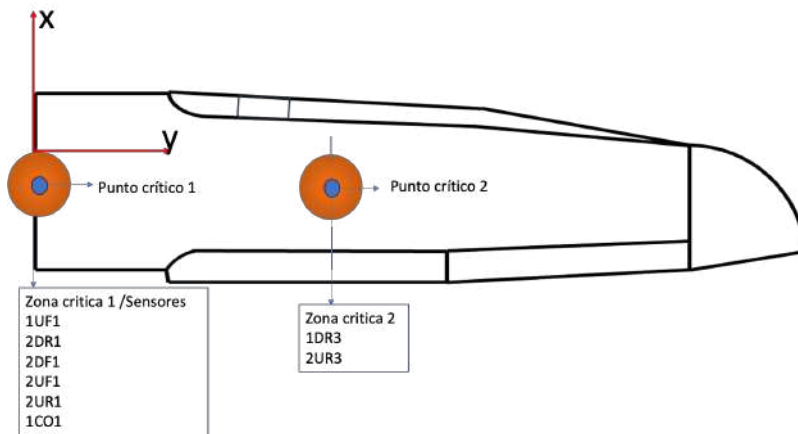
F.C(n)	DEFORMACIÓN MAXIMA (mm/mm)			SENSOR / Z.C		
	X	Y	Z	X	Y	Z
1	1,51E-05	4,89E-04	4,67E-05	1UF1/1	2DR1/1	1CO1/1
2,28	1,11E-04	1,13E-03	6,09E-05	1DR3/2	2DF1/1	2UF1/1
3,8	1,60E-04	1,88E-03	1,07E-04	2UF1/1	2UR1/1	2DF1/1
5,7	4,55E-04	3,08E-03	2,87E-04	2UR3/2	2DR1/1	1CO1/1

**Tabla 4.** Valores máximos y mínimos de deformación y la identificación de zonas y puntos críticos.

**Fuente:** Autor.

En la **Figura 20**, se puede observar las dos zonas críticas, donde las galgas anteriormente identificadas para cada factor de carga registraron mayores deformaciones en el plano derecho de la aeronave T-90 Calima durante ensayos estructurales en tierra llevado a cabo por la CIAC

en el 2018 [31]. En la imagen se señalan la ubicación de cada galga asociada a una zona crítica identificada en color naranja.



**Figura 20.** Ubicación de zonas críticas, identificadas por las galgas extensiométricas, en el plano derecho de la aeronave.

**Fuente:** Autor

Basados en las simulaciones realizadas y el ensayo estructural de los planos de la aeronave la CIAC, define dos zonas críticas para los planos de la aeronave que deben monitorearse para mantener la integridad estructural de la aeronave:

**Zona crítica 1. (encastre o unión entre el plano y el fuselaje).** Se establece, mediante la simulación, y las pruebas estructurales, donde las galgas extensiométricas, registraron una mayor deformación durante las pruebas estructurales en tierra [31].

**Punto crítico 2 (unión entre la sección central y externa del plano),** es la zona en donde se concentran los esfuerzos en las vigas principales. [32].

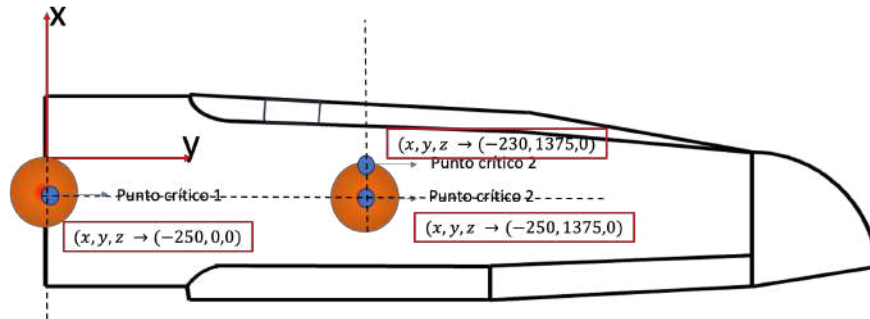
Las pruebas y los registros de las deformaciones en los planos del T-90 Calima, se midieron con la instalación de galgas extensiométricas dentro de las vigas principales y refuerzos estructurales del avión. Dado, que se no se tiene acceso a estos puntos exactos en las vigas donde se tomaron los registros con la Galgas extensiométricas principales de los planes, para los ensayos en vuelo, ya que implica desmantelar parcialmente la estructura del avión. Basados, en los informes de ingeniería se valida la correspondencia de zonas críticas (previamente relacionadas), identificadas tanto por la simulación, estudios de ingeniería y los ensayos estructurales de la CIAC, se definen, dos puntos de interés, dentro de las zonas críticas identificadas, en cual se tomó registro de deformación unitaria de tensión o compresión, con el uso de tres sensores FBG.

Así mismo, de acuerdo con los hallazgos encontramos por la CIAC, la zona 1 es la zona más crítica de la aeronave donde se presentar la mayoría de deformaciones máximas, así mismo, en la zona 2, se deben tomar en cuenta las deformaciones en el eje de referencia  $Z$  y  $Y$  por la fuerzas de cizallamiento que allí se presentan [31].

En la **Figura 21** se observa la ubicación de los puntos críticos seleccionados para el presente estudio, junto con los ejes de referencia establecidos para la ubicación de los puntos.



Adicionalmente, de acuerdo con la disponibilidad de los sensores y fibra óptica, se instalarán (03) tres sensores FBGs en la superficie de la piel de la aeronave T-90 Calima para registrar los datos de variación de longitud de onda en vuelo en el plano derecho de la aeronave, cada punto tendrá el registro de deformación con la implementación de un sensor FBG.



**Figura 21.** Ubicación de zonas críticas, identificadas por las coordenadas en el plano derecho de la aeronave.

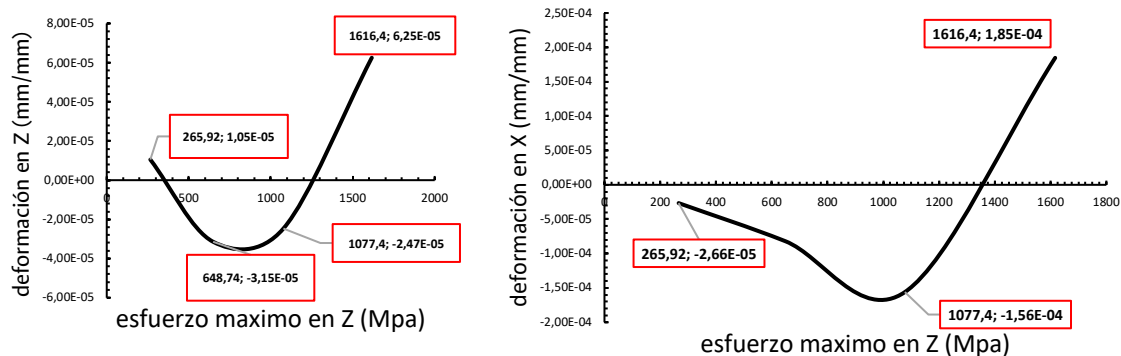
**Fuente:** Autor

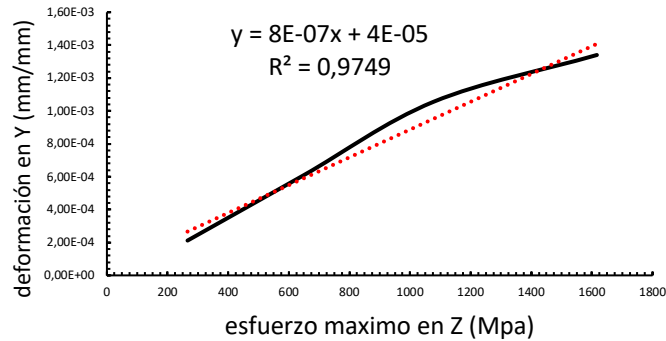
PUNTO	UBICACIÓN (mm)			Posición
	X	Y	Z	
Punto 1	-250	0	0	Unión fuselaje y plano derecho.
Punto 2	-250	1375	0	Unión sección central y externa planos de aeronave.
Punto 3	-230	1375	0	Unión sección central y externa planos de aeronave.

**Tabla 5.** Localización de puntos crítico según los reportes de ensayos mecánicos de acuerdo con los ejes referenciales de los planos del T-90 Calima.

**Fuente:** Autor.

Con el fin de describir los esfuerzos en la **Figura 22**, se puede apreciar la relación de esfuerzos y deformaciones en los ejes (X), (Y) y (Z). Estas Gráficas se desarrollan a partir de los datos de deformaciones, entregado por las treinta y tres (33) galgas extensiométricas de las cuales dieciséis (16) tomaron datos de deformación en el plano derecho de la aeronave T-90 Calima durante los ensayos en tierra, estas relaciones surgen a partir de promedio de datos de deformaciones en cada eje y los esfuerzos máximos a los que se sometieron los planos en cada eje de referencia [31].





**Figura 22.** Relación de esfuerzos y deformaciones máximas en los ejes (X), (Y) y (Z).

**Fuente:** Autor.

Estas relaciones y datos buscan establecer una base de los datos de deformaciones en el plano, para realizar las validaciones de los resultados de deformación, de las pruebas en vuelo, con los datos de los sensores FBG, en las zonas críticas identificadas anteriormente.

En este apartado se concluye que los puntos críticos de la aeronave T-90 Calima, pueden ser definidos dentro de zonas de alta confluencia de deformaciones máximas, gracias a los estudios de simulación y reportes de prueba de ingeniería que identifican estas zonas, no obstante, se debe tener en cuenta que las pruebas estructurales de los planos se realizaron bajo condiciones de control de las variables de fuerza y la dirección de aplicación de la misma, así mismo, los puntos donde se tomaron los registros de deformación se encontraban en posiciones internas de la estructura del plano, por lo cual, en el presente trabajo se pretende conocer las diferencias entre las deformaciones presentadas en la piel de la aeronave, a través de la caracterización de los materiales y del sistema de monitoreo.

## 2.3 Caracterización de los materiales compuestos para la fabricación de la piel de los planos de la aeronave T-90 Calima.

### Composición de la piel de los planos T-90 Calima.

La piel de los planos del avión T-90 Calima está compuesta por dos fases, una de refuerzo de fibra de vidrio y una de matriz de Nomex, las cuales se configuran en una estructura tipo sándwich brindándole las propiedades de resistencia a la fatiga y a los esfuerzos cortantes, necesarias para soportar las cargas aerodinámicas y estructurales durante su vida útil [17].

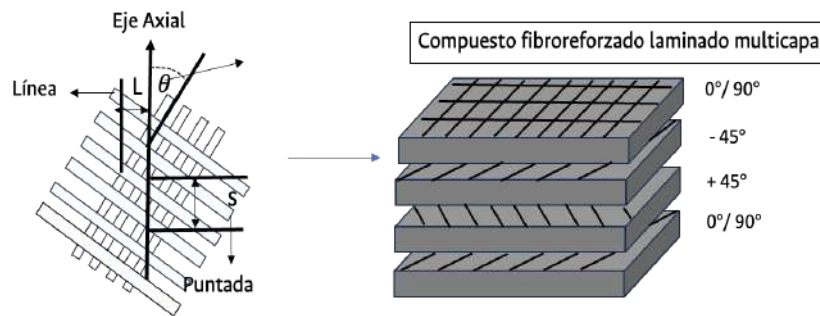
En la **Figura 23** se observa la sección transversal de la piel de los planos del T-90C, donde se logra apreciar la composición estructural del material por medio de microscopía óptica, se tiene una matriz de refuerzo estructural tipo *Honeycomb*, con un refuerzo de fibra de vidrio y resinas epóxicas. Así mismo, se dispone de las fichas técnicas de la resina epóxica utilizada para el ensamble de los planos de la aeronave, (**Anexo 4**). Esta caracterización se trabajará desde el análisis de gráficas de fuerza y desplazamiento, para definir el módulo de resistencia según sea el caso.



**Figura 23.** Microscopía óptica escala 1000  $\mu\text{m}$  del material compuestos de matriz polimérica extraído de la piel los planos del T-90 Calima.

**Fuente:** Autor.

El material compuesto de esta aeronave se compone de un número de capas de láminas de compuestos, dispuestas entre sí en diferentes direcciones normalmente  $[0^\circ, 45^\circ, 90^\circ]$ , en referencia a su eje axial [17]. Estas capas están dispuestas a través de los planos de diseño, relacionado con la lista de tareas de ensamble del inglés *Task Card* de la CIAC No. I-12.2-7.2,7.3 del 17-11-09 [31]. En donde se define el número de capas, el tipo de material y las orientaciones de las láminas en referencia a su eje axial como se muestra en la **Figura 24**.



**Figura 24.** Material compuesto laminado con diferentes orientaciones de capas.

**Fuente:** Autor.

En el diseño de materiales estructurales compuestos de uso aeronáutico existen a nivel industrial características específicas que apoyan el proceso de los materiales de acuerdo con su función específica. Para este estudio en el **Anexo 2** se pueden apreciar tres tablas con las propiedades mecánicas de los materiales que componen principalmente en los planos de aeronaves comerciales.

### **Métodos de caracterización del material compuesto del T-90 Calima**

La caracterización experimental que se llevó a cabo de este material del T-90 C se llevó cabo en dos etapas fase en tierra y pruebas en vuelo de pruebas mecánicas en tierra y fase de vuelo, con el fin de establecer los comportamientos a esfuerzos de tensión, flexión y compresión y para detectar las micro deformaciones, capaz y fallas más comunes de este material bajo las diferentes técnicas de caracterización por pruebas mecánicas bajo estados de compresión,

tensión y flexión ya que son estos esfuerzos a los que los planos de aeronaves se someten constantemente de manera cíclica [37].

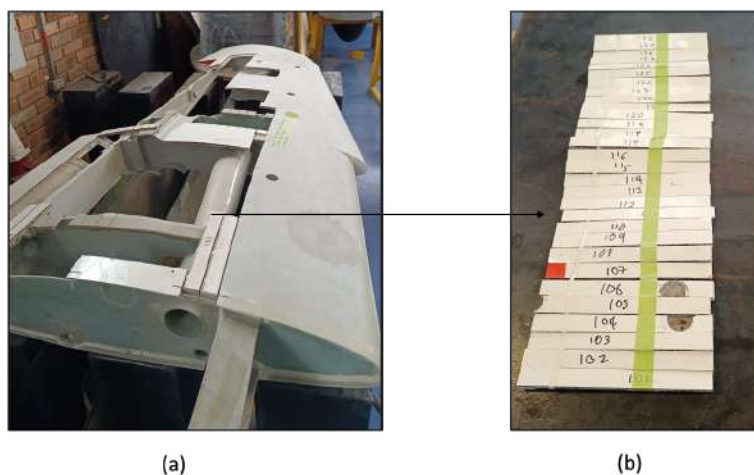
Para el proceso de caracterización de los materiales compuestos se realizaron tres tipos de ensayos en tierra: ensayo de compresión, ensayo a flexión y ensayo a tensión. Para cada tipo de ensayo se realizaron cuatro procedimientos diferentes, el primero solo de compuesto es decir el material del avión T-90, el segundo de la fibra de la que está hecho el sensor, el tercero solo el sensor y la fibra. El cuarto experimento fue del compuesto de la lámina del avión y el sensor instalado que correspondería a la calibración.

Una vez definidos los requisitos de número de probetas, ecuaciones y tamaño de las muestras, se describen las condiciones físicas de las probetas e igualmente se definen las propiedades mecánicas que se reportarán. Para la caracterización de compuestos utilizando los arreglos FBG, los parámetros que permiten describir la deformación axial y los esfuerzos en materiales compuestos son el cambio del módulo elástico y la relación de esfuerzo y deformación para cada condición (tensión, compresión y flexión) [20].

Se incluyen las pruebas de análisis de falla por medio de inspección de microscopía electrónica y óptica, donde se describen los tipos de falla de tal manera que se puedan identificar los efectos dinámicos y aplicaciones de fuerza en este material, de acuerdo con referencias en la caracterización de materiales compuestos aeroespaciales [4] [17] .

#### Extracción de probetas de ensayos

Para cada ensayo se definen las ecuaciones de esfuerzo y deformación de acuerdo con el reporte de las ASTM. Se extraen y adaptan las muestras de material compuesto para la caracterización, las cuales son tomadas directamente de los planos de una aeronave T-90 Calima. En la **Figura 25** se observan las muestras del compuesto extraídas de los planos de la aeronave para llevar cabo la caracterización mecánica.



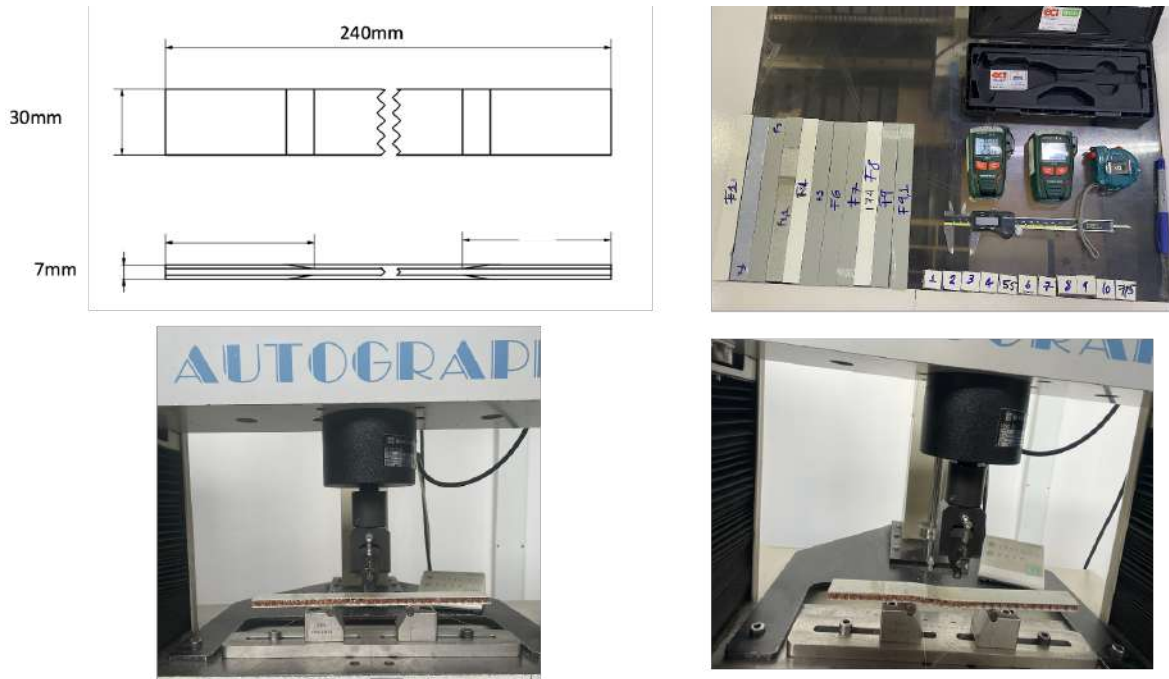
**Figura 25.** Probetas para ensayos mecánicos extraídas del plano del T-90 Calima.

**Fuente:** Autor.

Una vez dispuestas las muestras, se realizan los anteriores ensayos, obteniendo los datos de fuerza y desplazamiento, al igual que las imágenes para realizar análisis de falla por microscopía, los cuales se realizaron en los Laboratorios de la Universidad Nacional de

Colombia (UNAL), y del Servicio Nacional de Aprendizaje (SENA). Al final del procedimiento se relacionan los resultados por medio de tablas, y gráficas de esfuerzo y deformación.

En la **Figura 26** se observan parte del proceso de caracterización mecánica y ensayos mecánicos los cuales fueron realizados en conjunto en las instalaciones del laboratorio de ensayos del SENA y la Universidad Nacional. En la figura también se observan las dimensiones de las probetas que se prepararon las pruebas.



**Figura 26.** Proceso de pruebas, ensayos mecánicos y probetas de material compuesto.  
**Fuente:** Autor.

Para los arreglos de fibra, se realizaron dos tipos de ensayos, el primero solamente la fibra a tensión pura, con cinco réplicas, donde se lleva la fibra a un estado de tensión pura para verificar su esfuerzo máximo y obtener relación entre la fuerza aplicada y el esfuerzo máximo a tensión y deformación unidireccional. En el segundo ensayo, se realizó la prueba de tensión pura en el mismo eje de deformación de la fibra para todo el arreglo de sensores, donde se incluyen galgas de protección y un cable de refuerzo para la fibra. Esto tiene el propósito de calibrar la deformación mecánica del sensor y traducirlo en valores de longitud de onda, para implementar luego una ecuación que permita relacionar el cambio de longitud  $\Delta\lambda$  con un cambio en deformación mecánica  $\Delta\varepsilon$  y la fuerza requerida para alcanzar dicha elongación, bajo el control de la variable de fuerza en la máquina de ensayos mecánicos.

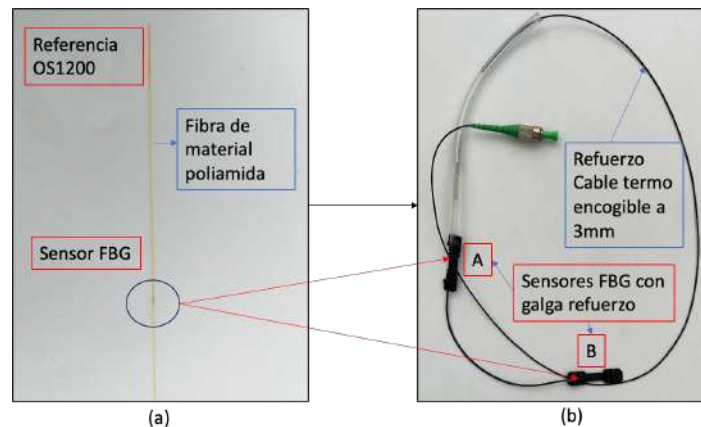
Una caracterización adicional, se realizó en el sistema completo, que comprende el arreglo de la fibra y las probetas de material compuesto para cada uno de los tres sensores utilizados A, B y C, con el fin de verificar la relación de esfuerzos mecánicos unidireccionales y el cambio en la longitud de onda por medio de los FBG y la elongación del sistema (fibra, sensor y galga). Una vez se tengan las relaciones de estas variables se pretende verificar en las pruebas en vuelo la traducción de longitud de onda en fuerzas y deformaciones.

## Descripción de los materiales

### Arreglo de sensores FBG

Para este documento se cuentan con 3 (tres) sensores FBG de la marca *Micron Optics*. Estos sensores se definen como A, B y C, los sensores A y B son de la referencia No. OS 1200 y el sensor C de la referencia No. OS3120. Estos arreglos se componen de sensores FBG y la fibra que se fabrica con material de Poliamida. Para este trabajo solamente se tendrán en cuenta su longitud de onda de base o específica, rango de tensión del inglés *Strain Range* con la que son fabricados, y el tipo de protección del sensor y fibra [40].

En la **Figura 27** se muestra el arreglo de sensores y fibra óptica de la referencia OS 1200, el cual se compone de fibra de Poliamida, con recubrimiento de polietileno de baja densidad, junto con dos galgas fijadoras del sensor fabricadas por el autor de material de fibra de carbono y Nomex, que tienen la función de proteger el sensor y fijarlo a la estructura. En (a) se muestra la fibra sin recubrimiento y se especifica la posición y marcación de la ubicación de los sensores FBG. En (b) se muestra el arreglo de fibra, sensores A y B, galgas y adaptaciones de recubrimiento y protección.



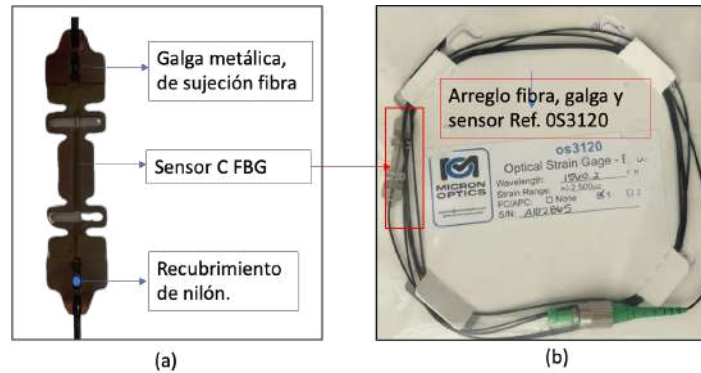
**Figura 27.** Arreglo de fibra y sensores FBG, (a) muestra el sensor FBG sin recubrimiento, (b) se muestra todo el arreglo de recubrimiento y galgas de protección para los sensores A, B.

**Fuente:** Autor.

En la **Figura 28** se observa el tercer sensor definido como C, se diferencia en sus propiedades físicas y tipo de protección de galgas y fibra, para este sensor se incorpora una galga de material metálico y un recubrimiento protector a base de polímero.

El sensor C destaca por su robustez y versatilidad, siendo capaz de soportar condiciones ambientales adversas sin comprometer su rendimiento. La galga metálica garantiza una mejor protección a la fibra óptica, mientras que el recubrimiento de polímero proporciona una barrera efectiva contra la humedad y los agentes corrosivos. Esta combinación de materiales pretende mejorar las características mecánicas de maleabilidad imitando los movimientos en esfuerzos de tensión que puedan ser desarrollados mediante el perfil de vuelo.





**Figura 28.** Arreglo de fibra y sensores FBG, (a) galga de protección y sujeción, (b) se muestra todo el arreglo de recubrimiento cada uno con su respectiva galga metálica del sensor C.

**Fuente:** Autor.

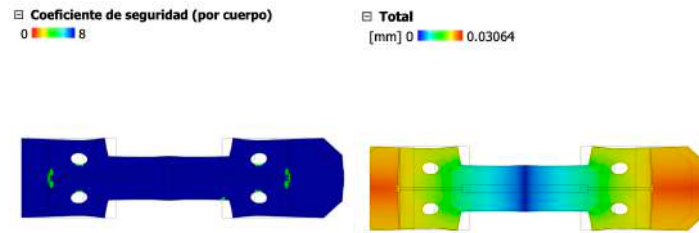
El sensor A tiene una longitud de onda de referencia de  $\lambda$  de  $1551,2 \text{ nm}$ , el sensor B de  $1555,7 \text{ nm}$ , el sensor C de  $1560,2 \text{ nm}$ . Así mismo, los tres sensores tienen un rango de tensión aproximado de  $\pm 2,500 \mu\epsilon$  y un diámetro de  $242 \mu\text{m}$  incluyendo su revestimiento[41].

### Galgas de protección sensores FBG

Como parte del objetivo tres (3) de implementar el sistema de monitoreo a la aeronave se describe el procedimiento para los sensores A y B, que no contaban con una galga de protección y sujeción del sensor como se observa en la **Figura 27** (a), por lo cual se desarrollaron dos galgas, por medio de manufactura aditiva. A partir del software Fusión 360 se diseñaron dos (02) modelos de galgas con variación de espesor y forma, con el fin de adaptarse a la estructura de los planos de la aeronave, para brindarle protección a los sensores FBGs y mantener las deformaciones en el eje de referencia lineales.

Este modelo se basa en el diseño de la galga del sensor C como muestra en la **Figura 28** (b). Se realizaron tres simulaciones bajo tensión estática, seleccionando la composición 70% de Ónix y 30% de fibra de carbono. El material Ónix referencia FR, fabricado por la marca *Markforged* es un material compuesto de refuerzo que es utilizado como refuerzo estructural en procesos de manufactura aditiva FFF (*Fused Filament Fabrication*). En este caso se refuerza con un 30% de fibra de carbono para brindarle mejores propiedades de resistencia ante deformaciones cíclicas. El reporte de simulación y propiedades detalladas de esta galga se pueden apreciar en el **Anexo 3**.

En la **Figura 29** se logra apreciar el modelo de la galga visualizado desde software fusión, finalmente la galga seleccionada fue el modelo con diámetro de  $1,5 \text{ mm}$  dado su alto factor de seguridad por encima de siete (07) en comparación con los otros modelos, así mismo su desplazamiento axial de hasta  $0,03064 \text{ mm}$ , buscando el grado de libertad de movimiento necesario para los sensores FBGs.



**Figura 29.** Galga de material compuesto en fase de diseño, para arreglo de sensores A y B.

**Fuente:** Autor.

Finalmente, se realiza la impresión por medio de proceso de manufactura aditiva en el equipo *Markforged Mark Two 3D Printer*, la cual se adaptó a la superficie de los planos de la aeronave T-90 Calima, para tomar los datos en vuelo. En la **Figura 30** se pueden apreciar las galgas ya terminadas antes de implementarse en la aeronave. Estas galgas son diseñadas de manera experimental y su comportamiento ante esfuerzos de deformación se caracterizará en el presente capítulo.



**Figura 30.** Galgas de material compuesto manufacturadas en impresión 3D, para adaptar los sensores FBG a los planos de la aeronave.

**Fuente:** Autor.

### Caracterización experimental

La caracterización del material compuesto de los planos del avión T-90 Calima, junto con los sensores FBG, es importante para evaluar la respuesta mecánica de los materiales frente a las cargas aerodinámicas, mediante ensayos experimentales en tierra, en este caso para obtener las magnitudes características de la deformación de cada sensor FBG, y correlacionar estos resultados con las pruebas en vuelo. Se realizaron pruebas mecánicas en condiciones de tensión, flexión y compresión para medir los esfuerzos en cada prueba y verificar la relación entre ellos y la longitud de onda reflejada, ya que la piel del avión experimenta una combinación de esfuerzos por las fuerzas aerodinámicas en vuelo.

Esta caracterización se realizó en cuatro etapas: caracterización del material compuesto, caracterización de la fibra, caracterización del sistema fibra y material compuesto y por último análisis de falla por espectroscopía.

### Diseño de experimento

Para realizar los ensayos de los materiales compuestos se tomó como referencia la norma de la *American Society for testing and Materials (ASTM)*, de acuerdo con cada tipo de ensayo, ASTM



D6641 para compuestos ASTM D7264/D 7264M para flexión y ASTM D3039/D3039M para ensayos a tensión, para materiales compuestos de matriz de polímero. Esto con el fin de corroborar las cantidades mínimas de ensayos requeridos bajo cada condición de esfuerzo, que en conjunto con las probetas disponibles que extraídas del plano de la aeronave, donde se determina que mínimo se requieren realizar (05) cinco ensayos del material compuesto encargas de tensión, flexión y compresión.

En la **Tabla 6** se observa el número de ensayos realizados en el experimento para la caracterización de los materiales compuestos y la fibra óptica, el cual, pretende conocer la relación de fuerza y desplazamiento para cada uno de los materiales por medio de pruebas de tensión, compresión y flexión.

Identificación del ensayo	Tipo de ensayo	Compuesto	Fibra	Sensor FBG			Compuesto y sensor FBG			TOTAL
				A	B	C	A	B	C	
1	COMPRESIÓN	5	0	0	0	0	0	0	0	5
2	FLEXIÓN	9	0	0	0	0	3	3	3	18
3	TENSIÓN	3	5	3	3	3	3	3	3	26
	TOTAL	17	5	3	3	3	6	6	6	49

**Tabla 6.** Número de ensayos realizados para la caracterización de los materiales compuestos y sistema FBG.

**Fuente:** Autor.

En la **Tabla 7** se resumen las dimensiones de las probetas para cada uno de los ensayos mecánicos junto con la longitud calibrada  $L_c$ .

Tipo de ensayo	Largo (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud Calibrada (mm)
COMPRESIÓN	30	20	7	7
FLEXIÓN	240	25	7	80
TENSIÓN	240	25	7	120

**Tabla 7.** Dimensiones probetas para ensayos mecánicos.

**Fuente:** Autor.

En la **Tabla 8** se aprecian las dimensiones de las galgas para cada sensor, para las pruebas y ensayos mecánicos.

TIPO DE MATERIAL DE GALGA	Largo (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Sensor
METÁLICO	36,51	7,94	0,79	C
FIBRA DE CARBONO Y NOMEX	35,42	6,98	1,52	A,B

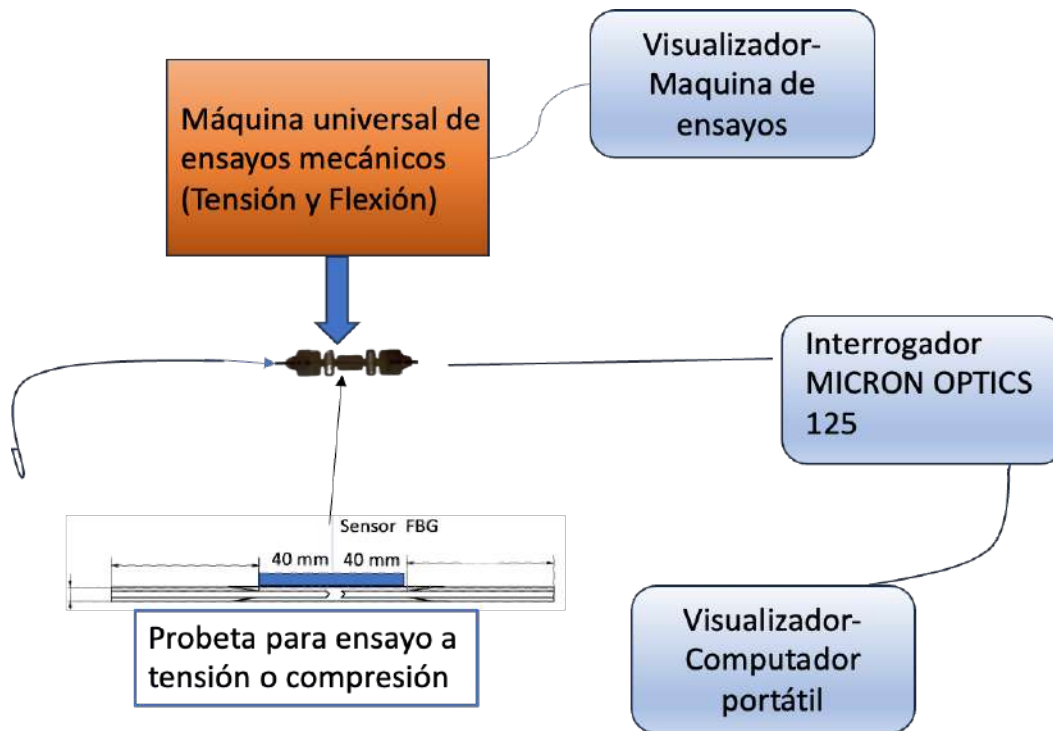
**Tabla 8.** Tipo de material y dimensiones de las galgas por cada sensor.

**Fuente:** Autor.

Se definió el mínimo número de especímenes o probetas de cada una de las normas presentadas por la ASTM para cada tipo de ensayo, en la norma ASTM D6641 para compuestos, ASTM

D7264/D 7264M para flexión y ASTM D3039/D3039M para ensayos a tensión, para materiales compuestos de matriz de polímero. De estos documentos se obtienen las ecuaciones de las propiedades mecánicas de deformación y esfuerzo y el procedimiento para obtener el módulo de *Young* a partir de la gráfica de fuerza y desplazamiento [39].

En la **Figura 31** se puede observar el procedimiento para la adquisición de datos experimentales para las pruebas en tensión y flexión y sensores FBGs, a través del interrogador óptico MICRON OPTICS 125 y un visualizador (equipo de cómputo). Se registrarán las deformaciones del sensor FBG, para establecer las relaciones entre las deformaciones mecánicas y longitudes de onda. Estos ensayos se diseñaron en conjunto, para registrar las variables de fuerza, desplazamiento y longitud de onda en el mismo instante y monitorear sus variaciones de manera paralela.



**Figura 31.** Diseño de experimentos pruebas de tensión y flexión con sistema de adquisición de datos FBG.

**Fuente:** Autor.

En la **Figura 32** se observan las probetas utilizadas para llevar a cabo los ensayos de tensión y flexión, junto con los sensores FBG para las pruebas del sistema, las cuales fueron cortadas y preparadas para el desarrollo de cada una de las pruebas. En (a) se muestran algunas de las probetas cortadas y marcadas que se dispusieron con los arreglos FBG, para cada uno de los ensayos, también de cinta de 3M de uso aeronáutico para fijar los sensores a las probetas junto con cianoacrilato. Así mismo, en (b) se observa el interrogador óptico Micron Optics referencia 125. que se usó para la adquisición de datos.



**Figura 32.** (a) Probetas para ensayos (b) sistema interrogador de sensores FBG.  
**Fuente:** Autor.

En la **Figura 33**, se pueden observar los cilindros que se fabricaron por proceso de manufactura aditiva, para realizar los ensayos a flexión junto con la fibra y los sensores FBG, con el objetivo de proteger la continuidad de la fibra óptica, ante los esfuerzos cortantes existentes en los apoyos de la máquina universal de ensayos. Estos cilindros se fabricaron en fibra de carbono con una cavidad semicircular de 8 mm de diámetro.



**Figura 33.** Cilindros de fibra de carbono para adaptar las fibras FBG a las pruebas de flexión.  
**Fuente:** Autor.

#### **Implementación del sistema de monitoreo a la piel del T-90 calima en tierra.**

En la implementación del sistema de monitoreo en la piel del T-90 Calima en tierra, se plantean ensayos que requieren la adaptación de galgas junto con sensores FBG a la piel externa de los planos de la aeronave. Este enfoque permite que las galgas se deformen en concordancia con la elongación o compresión del material compuesto de los planos, registrando así desplazamientos en puntos críticos bajo compresión y tensión, evitando el deslizamiento entre las superficies de la galga y la piel de la aeronave [31]. En esta sección de caracterización de los materiales, se aborda el estudio e interacción entre las galgas y la piel del avión, identificando la cantidad de deformación que el sensor puede medir de manera libre y comparándolo cuando se incorpora a la estructura del avión, donde se espera una menor deformación debido a la resistencia del material a la galga [40].

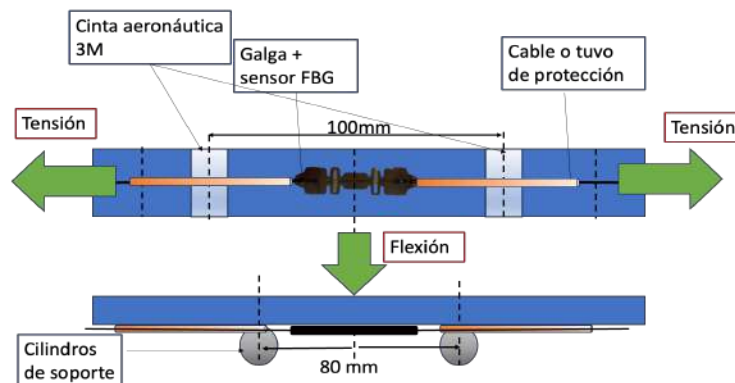
Se emplean dos tipos de galgas: una metálica y otra compuesta de fibra de carbono y Nomex, y ambas se caracterizan por su comportamiento elástico en pruebas y ensayos mecánicos. Para asegurar la adecuada adherencia de ambas galgas al material compuesto, se sigue el procedimiento recomendado por el manual de estructuras aeronáuticas adaptado para aeronaves de la FAC, y se siguen las pautas de instalación de sensores y galgas de la empresa Micron Optics. El proceso implica lijar la superficie, limpiarla de impurezas, marcar el centro de la probeta, aplicar cianoacrilato, fijar la galga con presión y dejar secar. Posteriormente, se verifica la fijación y se añaden puntos de sujeción a la fibra que conecta la galga, el sensor y el sistema interrogador mediante cinta adhesiva aeronáutica 3M de aluminio No. 425P. Se colocan refuerzos y capas de cinta para asegurar la estabilidad del sistema. Este proceso se ilustra de manera general en la **Figura 34**.



**Figura 34.** Proceso de implementación de galgas a probetas para caracterización en ensayos mecánicos de tensión y flexión.

**Fuente:** Autor.

Una vez preparadas las probetas con el sistema de fibra y galga diseño el método del experimento para flexión y compresión, donde se adaptaron las probetas para las pruebas de tensión con una longitud calibrada  $L_C$  de 150mm para las pruebas de tensión y 80 mm para las pruebas de flexión como se muestra en la **Figura 35**.



**Figura 35.** Diseño de probetas y galgas para pruebas de flexión y tensión.

**Fuente:** Autor

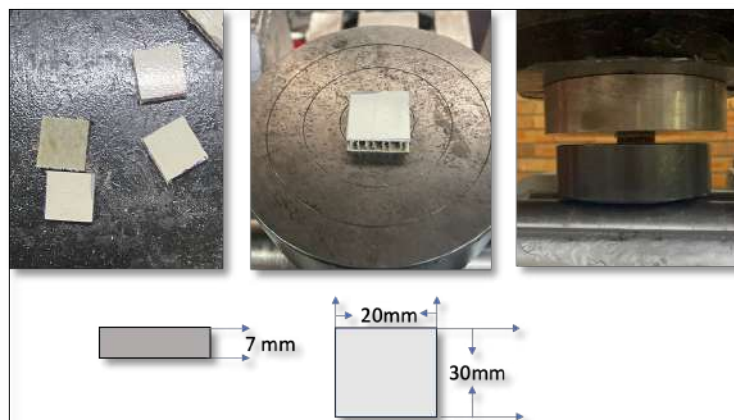
## Método de análisis de datos

El procedimiento de análisis de los datos experimentales se establece siguiendo las recomendaciones de evaluación de materiales compuestos en ensayos mecánicos estructurales, conforme a las normas ASTM. En este estudio de enfoque experimental, se define que el alcance del análisis estará dirigido a los comportamientos de los materiales compuestos en sus zonas elásticas, dadas las condiciones normales en las que se desempeñan en vuelo [31].

Este enfoque implica ajustar los promedios de grupos de muestras de ensayos organizados por la condición de la prueba ya sea por flexión, compresión o tensión, y realizar un análisis gráfico para identificar las tendencias lineales mediante la dispersión de datos para verificar las zonas elásticas del material compuesto y establecer relaciones directas entre la fuerza y la longitud de onda. En los ensayos de materiales compuestos se emplearon gráficos de cajas y bigotes para verificar la dispersión de datos y la identificación de datos atípicos durante los ensayos [41]. En este caso específico, por medio un análisis gráfico, se definen los rangos de interés los valores de la fuerza y el desplazamiento en la zona elástica del material, para ser analizados el uso de la herramienta de regresión lineal, que resulta en la ecuación lineal que describe la relación entre esfuerzo, deformación y la fuerza, con los cambios de la longitud de onda de los sensores FBGs, en cada uno de los ensayos.

### Ensayo 1. Compresión

Este ensayo se realizó tomando como referencia algunas de las recomendaciones de cálculos y medidas a partir de las gráficas de la norma ASTM D6641. En la **Figura 36** se pueden observar las probetas preparadas con sus respectivas dimensiones para llevar a cabo los ensayos mecánicos en estado de compresión. En total se prepararon cinco (05) probetas, estas pruebas se realizaron en el laboratorio de materiales del Servicio Nacional De Aprendizaje (SENA). Este ensayo se realizó con el propósito de verificar los esfuerzos máximos del material en su zona elástica, con el fin de encontrar el módulo de compresión y conocer cuánto se comprime frente estas cargas controladas.



**Figura 36.** Probetas para compresión.

**Fuente:** Autor.

En este caso, se utilizaron las ecuaciones de esfuerzo y módulo de compresión del compuesto, como se muestra a continuación:

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (2-2)$$

Con

$$\varepsilon = \frac{d}{L_c} \quad (2-3)$$

$$E = \frac{\Delta F}{\Delta d} \quad (2-4)$$

Donde,

$F \rightarrow$  fuerza (MPa)

$\sigma \rightarrow$  esfuerzo (Mpa)

$\varepsilon \rightarrow$  deformación (mm/mm)

$L_c \rightarrow$  Longitud Calibrada (mm)

$d \rightarrow$  desplazamiento (mm)

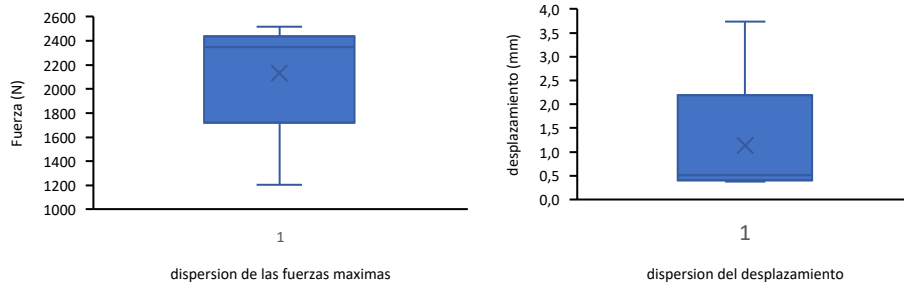
$E \rightarrow$  módulo de young (MPa)

### Resultados de ensayos mecánicos en tierra

En las probetas cuentan con un ancho de  $30\text{ mm}$  y  $20\text{ mm}$  de espesor, un Área de  $600\text{ mm}^2$ , y con la Longitud calibrada  $L_c$  es de  $7\text{ mm}$ . En la **Figura 37**, se observan los resultados de los estos ensayos, donde se obtienen los datos de fuerza  $F(N)$  y desplazamiento  $d(\text{mm})$  para las cinco (5) probetas, donde se registra una máxima  $F_{max} = 2516,2$  (N) con un de desplazamiento  $d_{max} = 3,73$  mm. Por medio, de estos resultados se logra identificar que el rango de valores varía

Se muestra un gráfico de caja y bigotes o Boxplot que representa la dispersión de los datos obtenidos durante el experimento. Este gráfico se utilizó para verificar la variabilidad y la distribución de los datos máximos de la fuerza y el desplazamiento, lo que ayuda a identificar los valores atípicos, promedio y los máximos de los valores experimentales. Se define la escala de dispersión entre los valores de fuerza que oscilan en el rango entre los 1600 (N) hasta los 2400 (N) y su desplazamiento entre los 0,5 (mm) hasta los 2,2 (mm), debido que estos valores encontrados y promediados de cada uno de los ensayos.

En donde se observó para la fuerza máxima que soportó antes de ingresar a la zona plástica los datos conservaron una baja dispersión, lo que permite conocer sobre la homogeneidad del material compuesto material, no obstante, se tuvo un dato atípico por fuera del promedio con un valor de  $3,734$  mm, esto debido a una zona del material que generó una menor resistencia, o se encontraba previamente fracturada previo al ensayo.

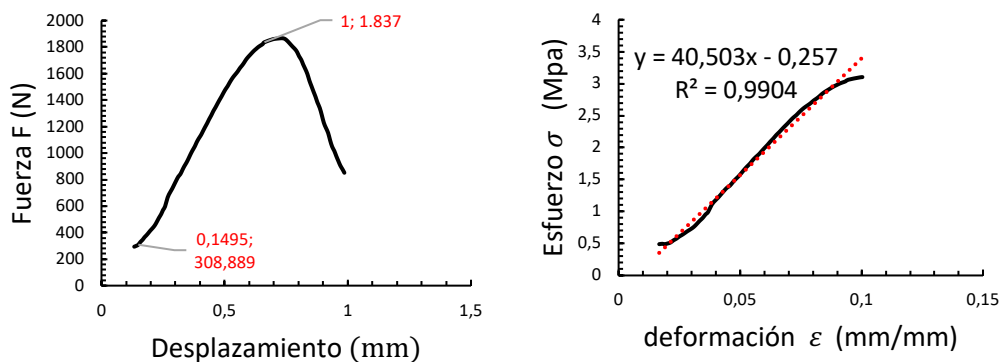


**Figura 37.** Gráfico de dispersión para fuerza y desplazamiento.

**Fuente:** Autor

Como se observa en el análisis previo para la probeta 1, los valores muestran una alta diversidad. Esta diversidad podría deberse a un error de medición, variación intrínseca del material o daño en la muestra durante el ensayo. El análisis de cajas y bigotes permite visualizar esta heterogeneidad y es crucial considerar posibles fuentes de error al interpretar los resultados.

De los datos anteriores, se desarrolla la gráfica de dispersión, que se muestra en la **Figura 38**, que presenta la gráfica de dispersión de los datos promedios de la fuerza y el desplazamiento. Aplicando las ecuaciones (2-2) y (2-3), se obtienen los valores de esfuerzo y deformación, en el cual se identifica la zona elástica del material. A partir de esta curva de esfuerzo y deformación y aplicando la ecuación (2-4), se puede obtener el módulo de *Young*, con la línea de tendencia, por la ecuación lineal de la forma ( $y = mx + b$ ), donde (m) es el valor del módulo de *Young* es igual a 40,503 (MPa), lo cual corresponde a lo esperado de acuerdo a los ensayos mecánicos realizados por la CIAC, y los requerimientos en carga que se tienen en las pruebas estructurales del material.

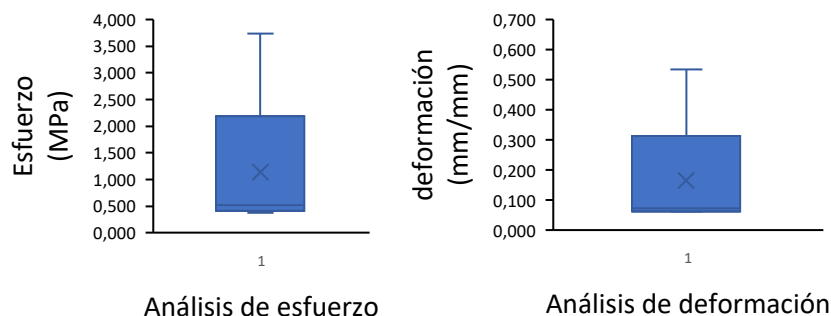


**Figura 38.** Gráficas de esfuerzos y desplazamiento, de los resultados de los ensayos de compresión material compuesto T-90 Calima.

**Fuente:** Autor.

En estas gráficas también se puede observar el comportamiento a estado de compresión de este material compuesto, en donde se evidencia un comportamiento elástico hasta alcanzar una fuerza de 1837 N, de acuerdo el análisis de Gráficas de dispersión y correlación lineal se establece que la ecuación que mejor describe el comportamiento mecánico es  $\sigma = 40,503\varepsilon +$

0,257. En la **Figura 39** se observa el gráfico de Boxplot, con el fin de mostrar la dispersión de los datos, de los resultados de esfuerzo y deformación bajo ensayos de compresión.



**Figura 39.** Gráficos Boxplot para análisis de dispersión de datos de esfuerzo y deformación.  
Fuente: Autor.

En la **Tabla 9** se observa el resumen de la caracterización del material bajo ensayos de compresión, donde se encuentran dispuestas las fuerzas máximas, desplazamiento y esfuerzos para las cinco (05) probetas en el ensayo.

<i>Probeta</i>	<i>F Max. (N)</i>	<i>d<sub>max</sub>(mm)</i>	<i>ε<sub>max</sub>(mm /mm)</i>	<i>σ<sub>max</sub>(Mpa)</i>
1	1202,216	3,734	0,533	2,004
2	2349,518	0,640	0,091	3,916
3	2235,768	0,434	0,062	3,726
4	2361,285	0,377	0,061	3,935
5	2516,220	0,516	0,074	4,194

**Tabla 9.** Resultados caracterización mecánica del material compuesto en ensayos de compresión.

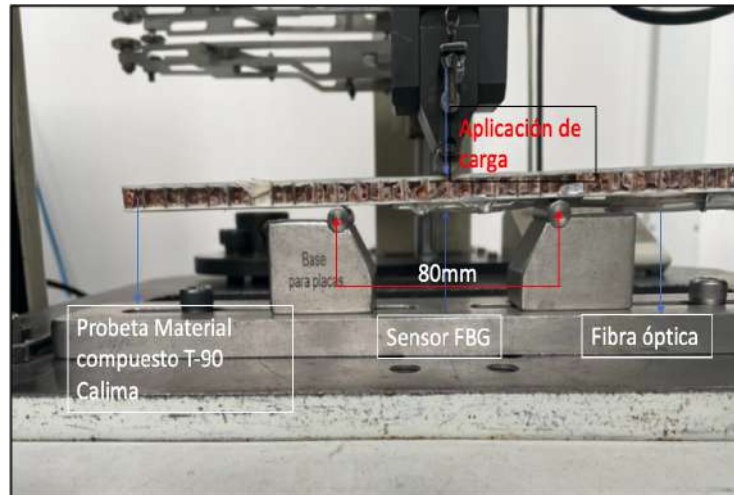
Fuente: Autor.

## Ensayo 2. Flexión compuesto y sensores FBG

Para el ensayo de flexión de compuestos de matriz polimérica y de sensores FBGs, se prepararon nueve (09) probetas de solo material compuesto, y tres del material compuesto junto con tres (03) sensores FBG. Adicionalmente, se siguieron las recomendaciones de la norma ASTM D7264/D 7264M. En la **Figura 40** se aprecia el montaje para llevar a cabo el ensayo a flexión junto con los sensores FBG.

El procedimiento empleado para llevar a cabo el ensayo de flexión en compuestos de matriz polimérica, tanto en muestras sin sensores FBG como en aquellas que los incorporan. Se destaca la importancia de seguir las recomendaciones de la norma ASTM D7264/D 7264M para asegurar la calidad y la consistencia de los resultados obtenidos durante el ensayo. Además, se resalta la inclusión de los sensores FBG en el montaje experimental, lo que permite la medición más precisa de las deformaciones en las muestras durante el ensayo de flexión. Este enfoque integrado de prueba y monitoreo ofrece una visión más completa del comportamiento estructural de los compuestos de matriz polimérica bajo cargas de flexión, lo que puede ser crucial para el diseño y la optimización de estos materiales en diversas aplicaciones industriales.





**Figura 40.** Ensayo de flexión probeta y fibra FBG.

**Fuente:** Autor.

### **Adaptación de los sensores a las probetas**

Para este ensayo se adaptó el sistema de adquisición de datos de los sensores FBG, para tomar el registro de los datos de longitud de onda, en el momento de la aplicación de la fuerza por medio de la máquina universal de ensayos. Así mismo, se preparó la probeta con el sensor con una medida de 40mm, tomado desde el centro de la probeta para colocar el sensor FBG. Una vez que se adaptó el sistema se procedió a limpiar la superficie de la probeta, se lija ligeramente para que el pegamento de cianoacrilato se adapte mejor con la probeta, se mide nuevamente y se coloca el sensor FBG, se pone la cinta aeronáutica 3M de alta velocidad, sujetando los dos costados externos de la fibra para colocarse en los cabezales de la máquina de ensayos sin afectar la fibra óptica, como se muestra en la **Figura 40**.

El esfuerzo de flexión se puede calcular para cualquier punto de la curva de esfuerzo y deformación mediante la siguiente ecuación:

$$\sigma = \frac{3FL}{2bh^2} \quad (2-5)$$

dónde:

$\sigma$  = esfuerzo

$F$  = fuerza

$L$  = tramo de soporte

$b$  = ancho de probeta

$h$  = espesor de probeta

Por otro lado, la deformación de la superficie se puede establecer a partir de la ecuación:

$$\varepsilon = \frac{6\delta h}{L^2} \quad (2-6)$$

$\varepsilon$  = deformación  
 $\delta$  = deflexión a mitad del tramo  
 $h$  = tramo de soporte  
 $L$  = espesor de la viga

Para así, conseguir la información pertinente para identificar con claridad el módulo de elasticidad con la ecuación

$$E_f^{chord} = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad (2-7)$$

$E_f^{chord}$  = módulo de la elasticidad de la cuerda en flexión

$\Delta\sigma$  = diferencia de esfuerzos

$\Delta\varepsilon$  = diferencia de deformación.

### Resultados del ensayo 2 a Flexión.

Los resultados de los ensayos se dividen en dos partes, los primeros son resultados de los ensayos que se realizaron para conocer la deformación del material compuesto y módulo de resistencia para esfuerzos de flexión. El segundo reporte de resultados incluye las respuestas del sensor FBG a estos esfuerzos, traducidos en las relaciones lineales entre la longitud de onda, la fuerza y el desplazamiento.

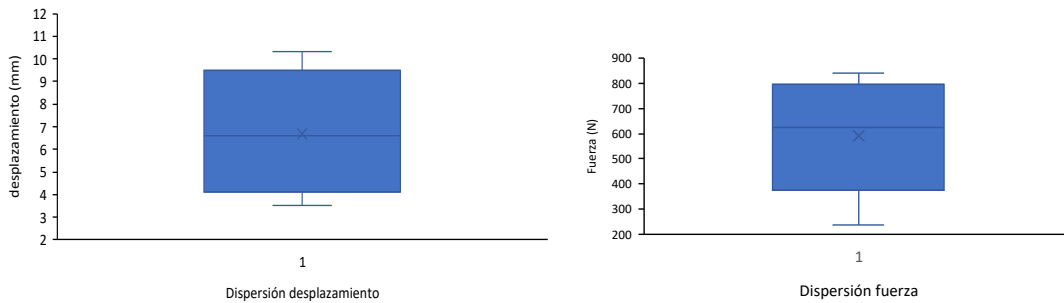
El primer proceso de caracterización del material compuesto es través de la interpretación de los datos de fuerza y desplazamiento de las nueve (09) probetas, que se obtienen en la máquina universal de ensayos, los cuales se promedian para obtener los valores representativos, posteriormente utilizando las ecuaciones (2-5) y (2-6) se obtienen los resultados de esfuerzo y deformación, los cuales se muestran en la **Tabla 10**.

<i>Probeta</i>	$\varepsilon_{max}(mm/mm)$	$\sigma_{max}(Mpa)$	<i>F Max. (N)</i>	$d_{max}(mm)$
1	58,596	0,031	598,166	4,170
2	78,960	0,030	806,053	4,024
3	76,847	0,026	784,480	3,500
4	61,285	0,043	625,623	5,676
5	65,128	0,050	664,847	6,604
6	82,226	0,050	839,394	6,716
7	37,271	0,066	380,473	8,756
8	36,502	0,077	372,628	10,324
9	23,170	0,077	236,527	10,250

**Tabla 10.** Resultados ensayos a flexión del material compuesto T-90 Calima

**Fuente:** Autor

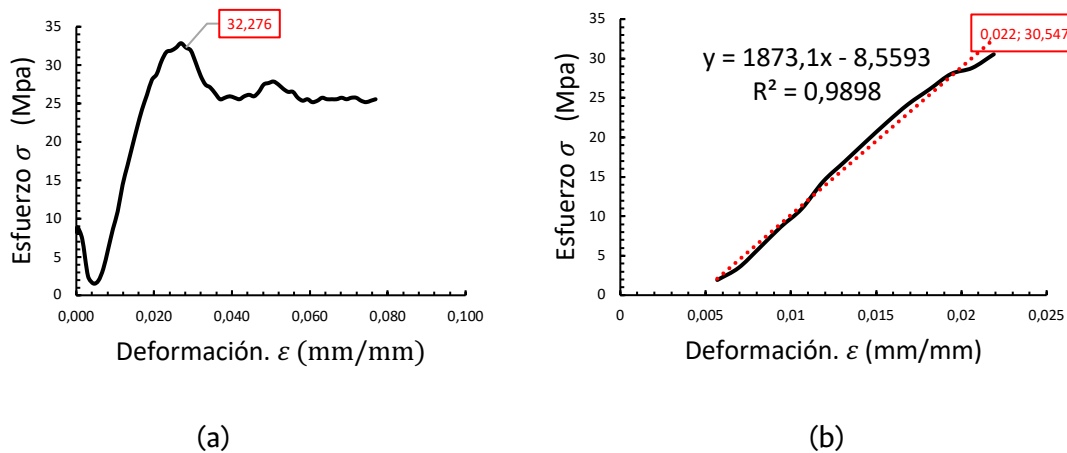
En la **Figura 41** se observa las gráficas Boxplot, para los datos de fuerza y desplazamiento, para verificar la dispersión de los resultados, y los detectar los datos atípicos bajo los ensayos de flexión. Los resultados muestran una baja dispersión y la línea media se mantiene cerca del promedio general, lo que indica que el material se comporta de manera homogénea y que sus características se mantienen constantes, con un promedio en su desplazamiento de 6,669 mm.



**Figura 41.** Análisis de dispersión de Boxplot para la fuerza y desplazamiento.

**Fuente:** Autor

En la **Figura 42** se observa el comportamiento del material ante esfuerzos de flexión, donde se obtienen los valores promedios máximos de esfuerzo y deformación de las probetas sometidas a flexión, junto con el módulo de Young. En (a) se observa el esfuerzo máximo a flexión con valor de 32,276 (Mpa), que indica el límite del material en la zona elástica [17]. En (b) se muestra la tendencia de la zona plástica del material y el módulo de Young con un valor de 1873,1 (Mpa) y una deformación de 0,022 (mm/mm).



**Figura 42.** Gráficas de esfuerzo y deformación. (a) Resistencia máxima del material a flexión. (b) Módulo de Young y el desplazamiento máximo en la zona elástica.

En la **Tabla 11** se pueden apreciar los resultados de la primera parte de las pruebas a flexión, donde se obtienen los siguientes resultados

$E$ (MPa)	$\epsilon_{max}$ (mm /mm)	$\sigma_{max}$ (Mpa)	$F$ Max. (N)	$d_{max}$ (mm)	Ecuación de comportamiento
1873,10	0,02	32,28	325,55	3,25	$\sigma = 1873,1\epsilon - 8,559$

**Tabla 11.** Resultados de ensayos de flexión del material compuesto de los planos del T-90 Calima.

**Fuente:** Autor

Para la segunda parte, se obtienen los resultados de nueve (09) ensayos a flexión, tres (03) para cada sensor. Se realizó un promedio de los tres ensayos para cada sensor, de esta forma se obtiene un valor representativo de los resultados del ensayo para su análisis [40].

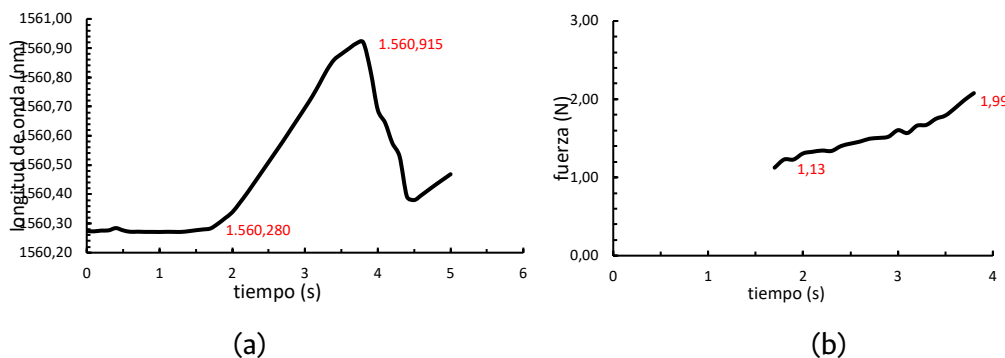
En la **Figura 43** se observa el registro de datos del sensor FBG, definido anteriormente como (A), durante una de las pruebas a flexión de las probetas de compuesto, previamente configurada con el sensor como se observa en la **Figura 40**. Se muestra el cambio de la longitud de onda, de forma constante, desde el punto de inicio de la aplicación de carga hasta el final de la prueba donde se retira la carga, a una carga constante que aplica la celda a la probeta, deformando la galga. En el eje Y de la gráfica que se obtiene a través del visualizador, se muestra la longitud de onda en nanómetros (nm), y en el eje X el tiempo en segundos (s).



**Figura 43.** Visualización del sistema de adquisición de datos del sensor FBG (A), durante el ensayo a flexión.

**Fuente:** Autor.

Con fin de comprender la relación entre la fuerza registrada por la máquina de ensayos sobre la probeta de material compuesto y la variación de la longitud de onda Como ejemplo de uno de los ensayos y procedimiento de identificación de zona de carga para el sistema compuesto y el sensor C, en la **Figura 44**, en la parte (a) se observa la variación de la longitud de onda del sensor B con respecto al tiempo, inició en 1560,28 (nm) y termina en 1560,915.

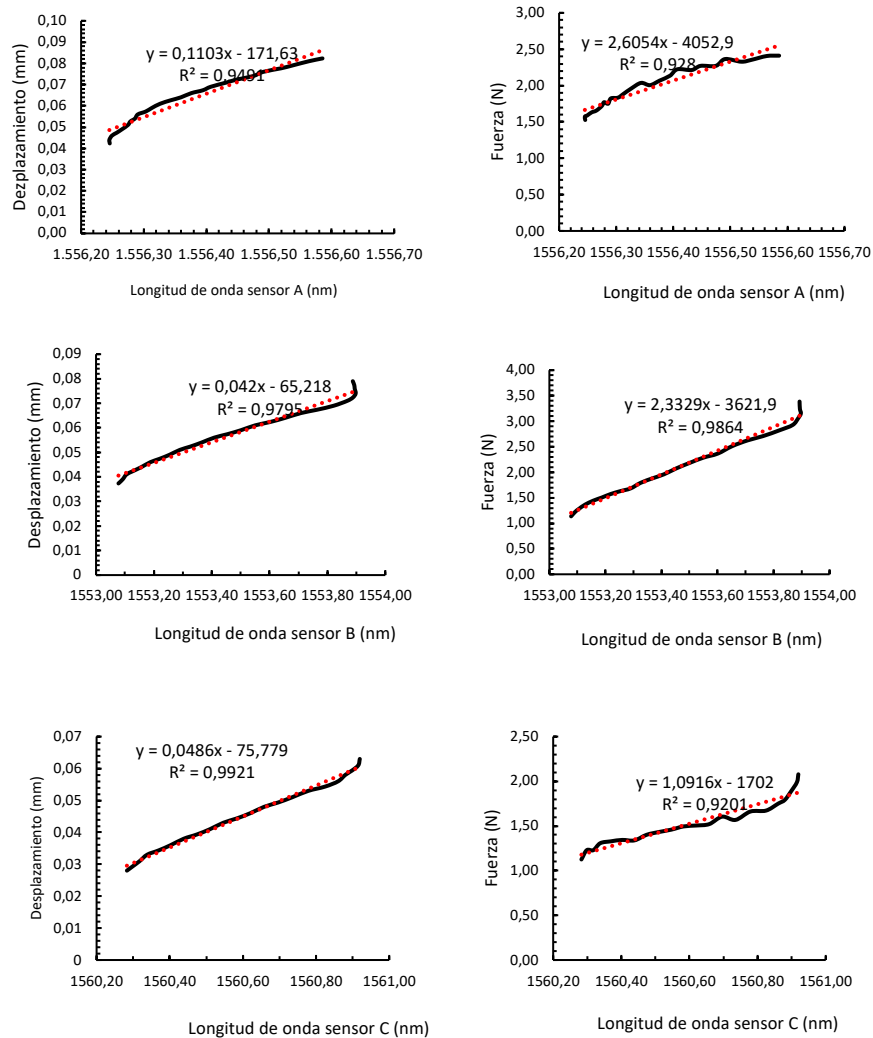


**Figura 44.** (a) Gráfica de longitud de onda vs tiempo. (b) Gráfica de fuerza aplicada en máquina universal de ensayos vs tiempo.

**Fuente:** Autor.

## Métodos de caracterización y calibraciones del sistema probeta y sensor

Una vez se identificaron las zonas donde inició la deformación de cada uno de los sensores A,B, se obtienen las relaciones de fuerza, longitud de onda. Este análisis condujo a la obtención de ecuaciones lineales que pueden prever la fuerza o el desplazamiento en relación con la longitud de onda aplicada en cada sistema de sensores y probetas en esta investigación. Una vez se identificaron las zonas donde inició la deformación de cada uno de los sensores A,B, C. se hallan las relaciones lineales de sus comportamientos como se observa en la **Figura 45**.



**Figura 45.** Gráficas de fuerza vs longitud de onda y desplazamiento vs longitud de onda para esfuerzos a flexión del sistema de probetas y sensores.

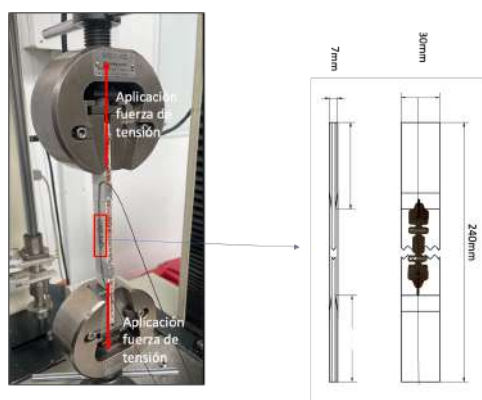
**Fuente:** Autor.

Este análisis condujo a la obtención de ecuaciones lineales que pueden relacionar la fuerza o el desplazamiento en relación, con la longitud de onda aplicada en cada sistema de sensores y probetas en esta investigación. Los resultados analizados en las gráficas vinculan la longitud de onda, la fuerza y la deformación, para cada uno de los sensores que se utilizarán en pruebas de

vuelo. Estos resultados pueden ser comparados en situaciones de vuelo reales como lo son aterrizajes, despegues, ascensos y descensos dado que rango de cambio de fuerzas y desplazamientos entre en promedio de valores entre los 1,5 (N) hasta los 3,5(N) como lo que se obtiene a través de ensayos mecánicos en tierra donde las fuerzas se aplican en el rango de 1500 (N) hasta los 10000 (N), donde estas cargas se aplican de manera continua y controlada, no obstante en vuelo la aplicación de cargas se espera sea de manera cíclica en intervalos cortos según sea la condición de vuelo y el performance de la aeronave [5].

### Resultados del ensayo 3 a Tensión.

En este experimento, se llevaron a cabo nueve (09) ensayos con el objetivo de establecer las relaciones entre desplazamiento, deformación, fuerza y esfuerzo en el eje de aplicación de la tensión, como se observa en la **Figura 46**. En esta configuración, el sensor FBG ya se encuentra instalado sobre la probeta, permitiendo que se deforme en la dirección de los vectores de tensión de las mordazas de la máquina de ensayos mecánicos [41] [42].



**Figura 46.** Ensayo a tensión probeta y sistema fibra sensor FBG.

**Fuente:** Autor.

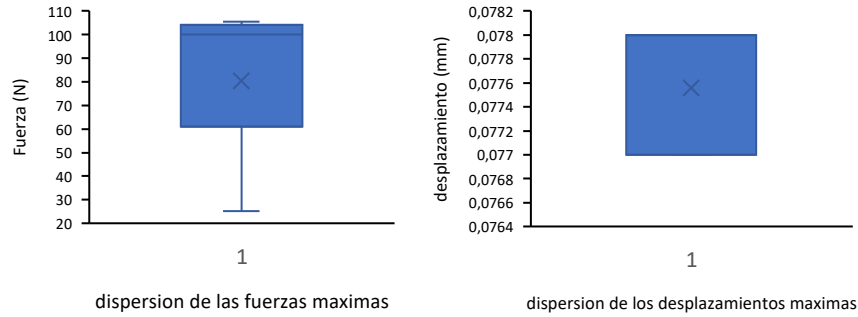
En la **Tabla 12** se muestran los datos máximos a los cuales fueron llevadas estas probetas de material compuesto en estado de tensión.

<i>Probeta</i>	$\epsilon_{max}(mm/mm)$	$\sigma_{max}(Mpa)$	<i>F Max. (N)</i>	$d_{max}(mm)$
1	0,179	0,005	25,078	0,078
2	0,422	0,011	59,093	0,077
3	0,449	0,017	62,921	0,078
4	0,715	0,022	100,187	0,078
5	0,745	0,028	104,265	0,077
6	0,449	0,034	62,921	0,078
7	0,715	0,043	100,187	0,078
8	0,745	0,046	104,265	0,077
9	0,753	0,051	105,531	0,077

**Tabla 12.** Resultados ensayos a tensión del material compuesto T-90 Calima

**Fuente:** Autor.

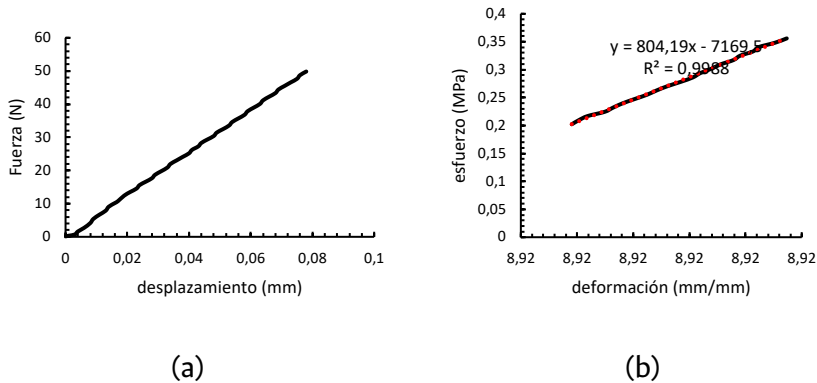
En la **Figura 47**, se muestra análisis de dispersión Boxplot, se presenta una baja dispersión la fuerza y desplazamiento, donde se observa un promedio de 80 N, y 0,77 mm.



**Figura 47.** Gráficos Boxplot de dispersión de resultados probetas a tensión.

**Fuente:** Autor.

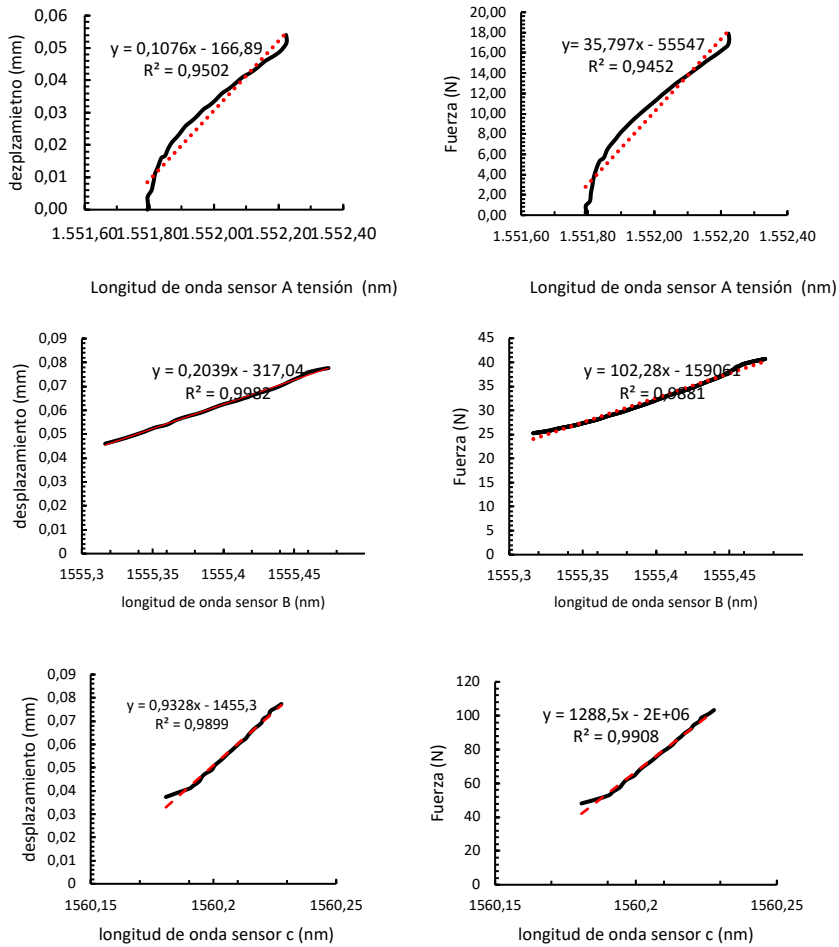
En la **Figura 48** se observa el análisis a partir del promedio de los datos de fuerza y desplazamiento para el compuesto de las nueve (09) ensayos, posteriormente, se utilizan las ecuaciones (2-2) y (2-3), se desarrollan las gráficas de esfuerzo y deformación de la zona elástica. Se obtiene el módulo de Young del material compuesto, sometido a tensión por un valor de 804,19 N, y la ecuación de comportamiento  $\sigma = 804,19(\epsilon) + 7169,5$ , para esfuerzos a tensión.



**Figura 48.** Gráficas de fuerza y deformación. (a) Fuerza vs desplazamiento. (b) esfuerzo vs deformación de compuesto a tensión.

**Fuente:** Autor.

Este análisis se realiza individualmente para cada uno de los sensores A, B y C utilizando el mismo procedimiento descrito para encontrar la zona de interés de las pruebas a flexión, para desarrollar el análisis gráfico de la relación de la longitud de onda con la fuerza y el desplazamiento. El rango de datos que se obtienen a través del análisis de los rango de medición de longitudes de onda pueden ser aplicados para llevar a cabo ensayos en vuelo, dado el rango de análisis para fases de vuelo definidas estados de tensión y compresión como lo son los aterrizajes, en donde las caras de los planos en presencia de cargas de flexión, pueden registrar deformaciones en distintas dirección en un rango promedio de cuatro segundos.



**Figura 49.** Gráficas de fuerza vs longitud de onda y desplazamiento vs longitud de onda para esfuerzos a tensión del sistema de compuesto y sensores.

**Fuente:** Autor.

En la **Tabla 13** se observa las ecuaciones de relación entre longitudes onda, fuerza y elongación del material ( $d$ ) para condiciones de esfuerzos a tensión, para los sensores A, B y C.

<i>Tensión</i>		
sensor A	$F = 0,1076(\lambda) - 166,89$	$d = 35,797(\lambda) - 55547$
Sensor B	$F = 0,2039(\lambda) - 317,04$	$d = 102,28(\lambda) - 159061$
Sensor C	$F = 0,9328(\lambda) - 1455,3$	$d = 1288,5(\lambda) - 2E + 06$

**Tabla 13.** Ecuaciones de relación de fuerza y elongación del material con las longitudes de onda

**Fuente:** Autor.



De acuerdo con los anteriores resultados, se obtienen las variaciones de longitud de onda en referencia a la fuerza, entre los puntos máximos y mínimos de longitud de onda, en el ensayo de tensión de sensor y compuesto como se observa en la **Tabla 14**.

<i>Sensor</i>	<i>F Min (N)</i>	<i>desp min (mm)</i>	<i>F max (N)</i>	<i>desp max (mm)</i>	$\Delta F(N)$	$\Delta d(mm)$	$\Delta\lambda(nm)$
A	0,447	0,002	17,895	0,054	17,448	0,052	0,427
B	25,262	0,046	40,691	0,077	15,43	0,031	0,158
C	1,08	0,002	103,328	0,077	102,248	0,075	0,107

**Tabla 14.** Resultados sensores FBG para ensayos a tensión.

**Fuente:** Autor.

El último ensayo que se realizó fue con los sensores A, B y C a tensión, para conocer la relación de fuerza y deformación libre (sin material compuesto), donde obtienen los siguientes resultados en la **Tabla 15**:

<i>Sensor</i>	<i>F Min (N)</i>	<i>desp min (mm)</i>	<i>F max (N)</i>	<i>desp max (mm)</i>	$\Delta F(N)$	$\Delta d(mm)$	$\Delta\lambda(nm)$
A	0,188	0,031	1,485	0,071	1,297	0,040	0,940
B	0,095	0,004	0,806	0,037	0,711	0,033	0,622
C	0,018	0,002	0,384	0,066	0,366	0,064	0,616

**Tabla 15.** Resultados sensores FBG para ensayos a tensión.

**Fuente:** Autor.

Los ensayos de tensión revelaron que las probetas de material compuesto ofrecen resistencia a la deformación de los sensores FBG, requiriendo mayor fuerza para deformarlos. El objetivo del capítulo es caracterizar las propiedades de deformación del sistema compuesto y de los sensores FBG mediante ecuaciones lineales de comportamiento. Los sensores respondieron como se esperaba, mostrando valores lineales en cambios de longitud de onda al variar la fuerza aplicada, lo que permite asociar directamente las fuerzas y los desplazamientos en el material compuesto monitoreado, cuando el cambio de la longitud de onda sea negativo se puede asociar a un efecto de compresión en la fibra de acuerdo con lo evidenciado durante la caracterización de los sensores en conjunto con las probetas para las variaciones de longitud de onda de los FBGs en estados de compresión, para la identificación de esfuerzos de tensión y compresión en la fase de vuelo [4].

En cuanto a la caracterización del material compuesto fibroreforzado de fibra de vidrio con matriz polimérica de material de Nomex y forma tipo sándwich, de acuerdo con los valores obtenidos durante las pruebas se observa una alta resistencia a la tracción, y una buena distribución de la carga a lo largo de todo el material, que se comporta de manera homogénea, en general de acuerdo con los distintos ensayos se destaca su alta resistencia bajo esfuerzos de flexión [17].

### **Análisis de fallas microestructurales**

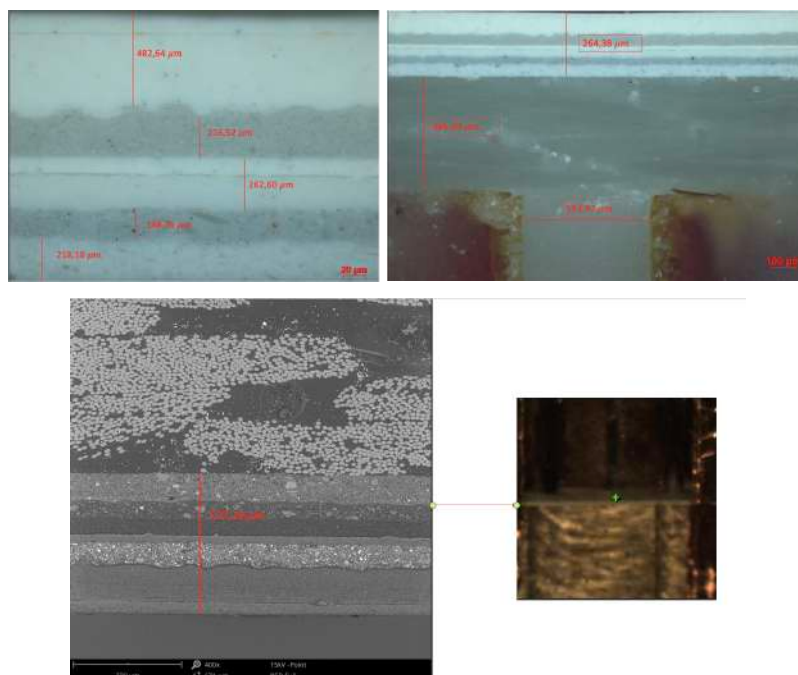
En este apartado se analizaron las probetas de material compuesto por proceso de microscopía de barrido electrónico *Scanning Electron Microscopy* (SEM), lo cual apoya la caracterización de material junto con las pruebas estructurales, como parte del proceso experimental. En una

primera parte se revisará la constitución interna, verificando el número de capas y su espesor. Posteriormente, se mostrarán algunas de las fallas más representativas de este tipo de material. Las fallas del material compuesto fibroreforzado más frecuentes son la ruptura de fibras, delaminación y rotación de capas de constitución interna. En la matriz de Nomex, se presenta ruptura de capas por aplastamiento de las fibras a compresión, así como, fallo de la interfaz o la combinación de varios tipos de las fallas anteriormente mencionadas [17].

Principalmente por la ruptura a tracción de las fibras, el micro pandeo o el aplastamiento de las fibras a compresión, el alargamiento y el aplastamiento de la matriz, el fallo en la interfaz fibra matriz, o por una combinación de varios tipos de las fallas antes mencionadas. De tal manera que es posible a partir de la literatura identificar la falla que sufrió cada una de las probetas durante el proceso experimental, para así comprender los fenómenos que se presentaron durante los ensayos mecánicos.

### Composición

Como se observa en la **Figura 50** la estructura de material compuesto de la piel del T-90 calima, las imágenes se tomaron a escala de 20, 100 y 200  $\mu m$ , la cual está indicada en la barra de escala inferior derecha de cada una. Fueron tomadas de la parte superior de las probetas y la parte central de la matriz de refuerzo. Se observan estructuras fibrosas capas laminares. Se observan tres (03) capas de fibra, resina y el polímero de aramida (Nomex), las fibras de vidrio muestran una morfología entrelazada, no se detectan defectos importantes, o porosidades. La presencia de fibras entrelazadas y constitución de fases permite que el material tenga una buenas resistencia a la delaminación y esfuerzos de flexión, así mismo, se observa una distribución uniforme en el proceso de fabricación [17].



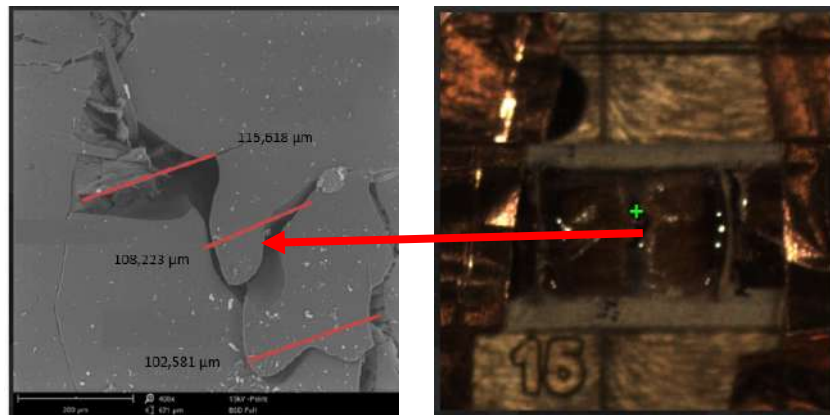
**Figura 50.** Microscopía óptica, vista de capas compuesto de la piel de los planos del T-90 calima.

**Fuente:** Autor.

A continuación, se muestran algunas de las fallas evidenciadas por este material, una vez realizados, compresión, tensión y flexión, que generaron diversos cambios en el material, los cuales son expuestos a continuación:

### Prueba de compresión

En la imagen de la **Figura 51**, que se tomó a una escala de  $200\ \mu\text{m}$ , se observó la interrupción una falla de núcleo, en donde se presentó una grieta, con una medida promedio de  $110,400\ \mu\text{m}$ , ya que la carga excede su límite de capacidad elástica generando una deformación plástica de la matriz de polímero [17]. Este tipo de fallas se presentan cuando la matriz no tolera la fuerza de compresión a la que se sometió, en la cual se observa una fractura. Esta falla produce que el material pierda sus propiedades de resistencia a la compresión, se puede dar durante una carga localizada. Es posible que se encuentren este tipo de fallas en los planos de aeronaves, no solamente por aplastamiento, sino también por esfuerzos cíclicos, que fracturen el material de manera gradual[40].



**Figura 51.** Material fracturado en la prueba de compresión (a) Imagen SEM zona de fractura (b) Montaje en la máquina de ensayos Universales

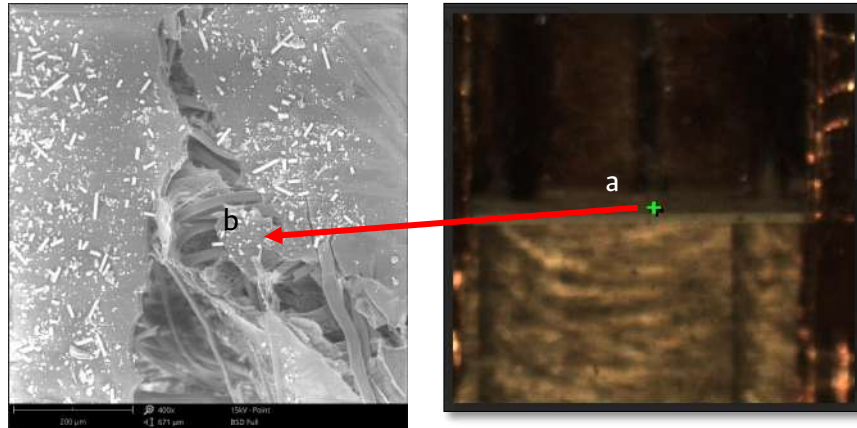
**Fuente:** Autor.

### Prueba de tensión

En la **Figura 52** se observa la imagen que fue tomada a una escala de  $200\ \mu\text{m}$ , se evidencia una de las fallas por desgarramiento de capa laminares, en (a) se encuentra definido el punto estructural de la matriz de donde fue tomada la imagen, en (b) se encuentra la ubicación de la falla por desgarramiento de capas de fibra de vidrio, producto de las fuerzas cortantes ejercidas.

En este proceso de análisis de falla en este caso por fallas de desgarramiento de capas laminares en un material compuesto, es tema abordar en el monitoreo estructural de aeronaves. La identificación precisa del punto estructural de la matriz y la ubicación de la falla resaltan la importancia de comprender los mecanismos de falla en estos materiales, especialmente en entornos aeroespaciales. Esta comprensión es crucial para mejorar el diseño y la resistencia de los compuestos, lo que contribuye a la seguridad y la fiabilidad de las aeronaves. La capacidad para identificar y abordar estas fallas mediante técnicas de monitoreo estructural es

fundamental para garantizar la integridad y el rendimiento óptimo de las aeronaves en servicio [40].

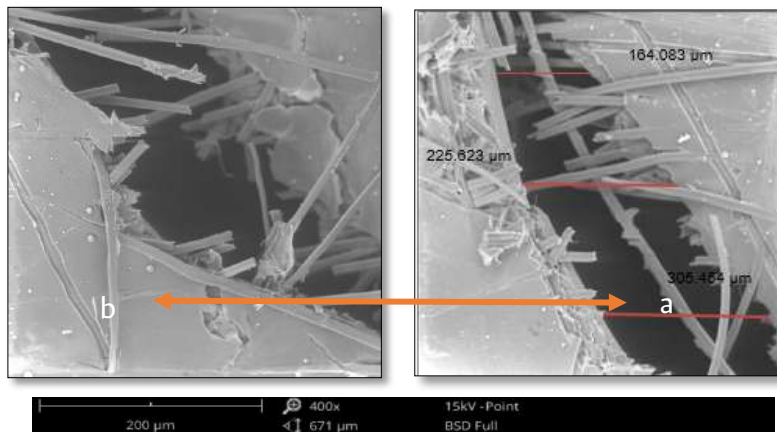


**Figura 52.** Microscopía del material a tensión (a) Imagen SEM zona de fractura (b) Montaje en la máquina de ensayos Universales

**Fuente:** Autor

### Prueba de flexión

En la **Figura 53** se observa la imagen de la zona de fractura tomada mediante microscopía de barrido electrónico (SEM), tomada a una escala de 200  $\mu\text{m}$ , donde se aprecia el rompimiento de fibras y el desgarramiento de material. La fibra perdió su continuidad debido a la presencia de esfuerzos cortantes entre las capas del material compuesto. Se observó un comportamiento similar en otras muestras analizadas, donde también se presentaron pérdida de continuidad y desprendimiento de capas debido a cargas perpendiculares a la dirección de carga. En esta estructura tipo sándwich, se evidenció una fractura parcial en la matriz del material compuesto, pero no se propagó a lo largo de los demás paneles, manteniendo la integridad de los núcleos de celda restantes.



**Figura 53.** Microscopía prueba flexión con medidas

**Fuente:** Autor.

En este capítulo, se han alcanzado importantes hallazgos relacionados con la identificación de puntos críticos en la aeronave T-90 Calima mediante el desarrollo de caracterización de los materiales compuestos y pruebas estructurales del material in situ de la aeronave. La caracterización del material compuesto utilizado en la piel del avión reveló sus propiedades de resistencia y deformación bajo diferentes esfuerzos, destacando la predominancia de los esfuerzos de tensión debido a la naturaleza del diseño aerodinámico y la distribución de las cargas de tracción. Asimismo, se logró establecer y calibrar la relación entre fuerza y desplazamiento para cada sensor del sistema de monitoreo, lo que posibilita la detección y seguimiento de las deformaciones en los puntos críticos de la aeronave mediante ecuaciones lineales derivadas de ensayos mecánicos, permitiendo discernir entre esfuerzos de tensión y compresión en la piel de los planos del T-90 Calima.

Por otro lado, los resultados de acuerdo con la caracterización de estos sensores FBGs en tierra de se requiere verificar la capacidad de este sistema de monitoreo con fibra óptica, para detectar tanto elongaciones como compresiones, lo que propia convertirse en la base para analizar los perfiles de vuelo del avión, tema que será abordado en el siguiente capítulo. En última instancia, se establecieron las bases fundamentales para el diseño e implementación exitosa del sistema de monitoreo en los planos de la aeronave, asegurando una correcta adhesión de las galgas y sensores a la piel del avión para prevenir cualquier deslizamiento que pudiera comprometer la precisión de las mediciones y la integridad estructural del T-90 Calima.T-90 calima.

## Capítulo 3: Implementación del sistema de monitoreo en los puntos críticos de los planos de la aeronave T-90 Calima.

En este capítulo se exponen los sistemas de monitoreo implementados en vuelo, para cumplir con el tercer objetivo: Implementar el sistema de monitoreo estructural en una aeronave bajo condiciones de vuelo. Partiendo de la implementación del sistema de galgas a la piel de avión que se desarrolló en el capítulo anterior y la calibración de los sensores, se puede conocer la fuerza y elongación, a partir del cambio de la longitud de onda.

### 3.1 Diseño e implementación del sistema de monitoreo

El sistema de monitoreo diseñado se adaptó específicamente para cumplir con las condiciones especiales requeridas para implementar un elemento externo a los planos de una aeronave. Para garantizar la seguridad y la integridad estructural del avión, se realizó un estudio adicional para corroborar que cada uno de los equipos instalados no representará ningún riesgo.

Para el desarrollo del sistema de monitoreo, se aseguró que el sistema interrogador estuviera acompañado de su respectiva fuente de carga y visualizador (equipo de cómputo) [27]. Además, se garantizó que el sensor FBG estuviera protegido por una galga para evitar la pérdida de la continuidad de la señal debido a fracturas en la fibra o a la pérdida de señal [4].

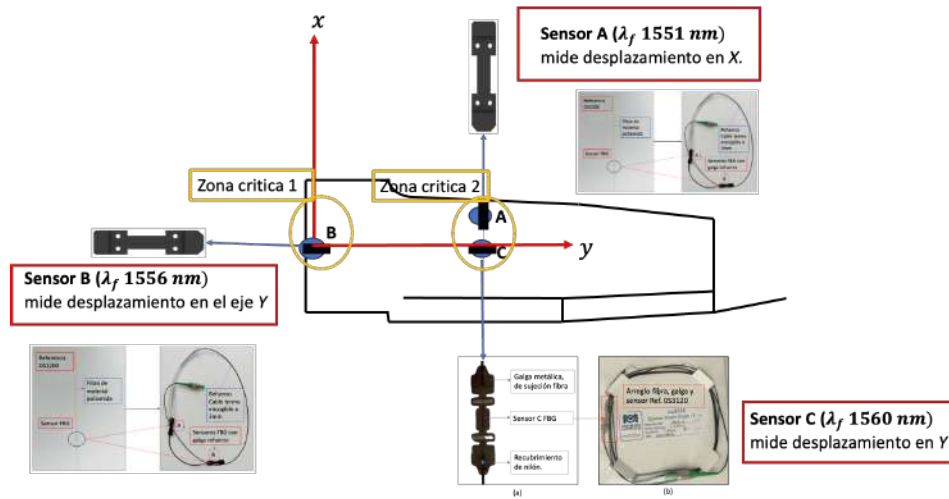
El diseño del sistema se realizó en dos fases. En la primera, se implementó una fuente eléctrica portátil (UPS) ya que el avión no tiene voltaje a 120 V, de tal manera que se contaba con energía aproximada para tres (03) horas de ensayos. El interrogador se aseguró en la bodega del avión con un revestimiento de tela y velcro para garantizar su estabilidad durante las maniobras de vuelo como se puede apreciar en la **Figura 54**.



**Figura 54.** Implementación primera fase del sistema de monitoreo en el plano derecho del T-90 Calima.

**Fuente:** Autor

En la segunda fase, se implementó un sistema similar al de la **Figura 31**, donde se muestra el montaje básico adquisición de la señal de los FBGs, el cual se adaptó a los puntos críticos definidos en el capítulo anterior como se aprecia en la **Figura 21**. El montaje, que se muestra en la **Figura 55**, se compone de tres (03) sensores (A,B y C), con sus respectivas longitudes de onda de referencia y sus tres galgas de protección, dos de las cuales fueron diseñadas exclusivamente para adaptarse y realizar este sistema de monitoreo.



**Figura 55.** Implementación segunda fase del sistema de monitoreo en el plano derecho del T-90 Calima

**Fuente:** Autor

La ubicación de las galgas y sensores se determinó a partir de la identificación de las zonas y puntos críticos que se presentó en el capítulo 2. Una conclusión clave de los estudios fue la necesidad de recopilar datos de deformación en la zona designada como zona dos en ambas direcciones. Por lo tanto, el arreglo de sensores en la zona dos consiste en los sensores FBG identificados como C y A, los cuales registran datos de deformación en tensión y compresión en los ejes (X,Y) [31].

### 3.2 Instalación de sensores FBG.

Una vez dispuesto el sistema y las posiciones se instalaron los sensores FBG, de acuerdo con el procedimiento detallado en la **Figura 34**, Para instalar los sensores FBG en los planos de 90 Calima, lo primero que se hizo fue limpiar la superficie. Posteriormente, se midieron las localizaciones donde iban a estar los sensores A, B y C. Adicionalmente, se conectaron estos elementos dentro del avión a través del conducto de ventilación, garantizando la comunicación de la fibra FBG con el interrogador óptico.

Una vez instalados los sensores FBG en los planos del avión, se aseguraron con cinta rápida, aplicando tres capas por cada sensor. Posteriormente, se reforzaron con cinta de aviación siguiendo los procedimientos previamente establecidos en el capítulo 2. Este refuerzo permitió fijar las galgas a la piel del material y evitar que los cables conectores generaran fricción, garantizando así que el plano mantuviera su perfil aerodinámico. Adicionalmente, se calibraron estos sensores en tierra para garantizar una señal continua durante el vuelo y prevenir



interrupciones. En la **Figura 56** se pueden observar algunos registros fotográficos del procedimiento descrito anteriormente.



Durante las pruebas en tierra, se logró verificar el proceso de diseño e implementación de los sensores FBG y todo el sistema de monitoreo. Los sensores se instalaron siguiendo los procedimientos estructurales de la FAC y de la empresa fabricante de los sensores FBG. El sistema fue capaz de capturar de manera continua la señal de cada una de las deformaciones que pueden ocurrir en el plano.

### 3.3 Diseño experimental para pruebas en vuelo

Para esta etapa, se consideraron aspectos operacionales específicos de la aeronave T-90 Calima, la cual se utiliza para realizar maniobras básicas de acrobacia y entrenamiento en pista. Durante estas maniobras, se llevan a cabo entre otras, toques y despegues en la pista [2]. Durante estos



procedimientos, el cambio en el ángulo de ataque y, por ende, la condición de esfuerzo de la aeronave, puede variar en un lapso de 2 a 4 segundos, dependiendo de la maniobra ejecutada. Durante este ciclo, los planos pueden experimentar compresión y tensión [4].

Para establecer un análisis durante los ensayos de vuelo, es importante definir la ubicación de los sensores en el plano de la aeronave, ya que esto permite determinar la dirección y el tipo de esfuerzo experimentado por el material [4]. El sensor A, con una longitud de onda de referencia de 1551 nm, se encuentra situado en el punto crítico 2 y mide los desplazamientos en función de X en el plano. El sensor B, con una longitud de onda de referencia de 1556 nm, está ubicado en el punto crítico 1 y mide desplazamientos en Y. Por último, el sensor C, con una longitud de onda de referencia de 1560 nm, se encuentra en el punto crítico 2 y mide desplazamientos en Y. Estas ubicaciones se pueden observar en la **Figura 55**.

### **Perfil de aterrizajes**

El proceso de aterrizaje de una aeronave típicamente dura entre dos y cuatro segundos desde el momento en que la aeronave toca tierra hasta que se detiene por completo [2]. Durante este corto período de tiempo, se producen cambios significativos en las fuerzas que actúan sobre la estructura del avión, lo que puede generar esfuerzos de compresión y tensión en la piel de los planos. Para analizar estos esfuerzos durante el aterrizaje utilizando sensores FBG (Fiber Bragg Grating). Durante el proceso de aterrizaje, los sensores FBG capturan los cambios en las deformaciones de la piel de los planos a medida que la aeronave se desacelera y se detiene.

Durante un aterrizaje normal, una aeronave puede experimentar fuerzas de hasta 1.5 a 2 veces la gravedad terrestre, dependiendo de factores como la velocidad de descenso, el peso del avión y las condiciones de la pista de aterrizaje [10]. Estas fuerzas adicionales se sienten debido a la desaceleración brusca que experimenta la aeronave al tocar tierra y frenar para detenerse por completo. Es importante tener en cuenta que estas fuerzas varían de un aterrizaje a otro y pueden ser mayores en situaciones de emergencia o aterrizajes bruscos.

Para este ensayo experimental, se ha seleccionado la zona 1 como referencia, ya que según el fabricante, esta área presenta una mayor cantidad de deformaciones en la aeronave. Una vez instalados los tres sensores en esta zona, se llevaron a cabo tres vuelos de prueba utilizando el sistema de monitoreo, cada uno con una duración de 15 minutos, lo que suma un total de 45 minutos de registro. Durante estos vuelos, se analizaron intervalos de tiempo de entre dos y cuatro segundos, similares a los que se experimentan durante la maniobra de aterrizaje, que, como mencionamos anteriormente, suele durar entre 2 y 4 segundos. Se enfocó especialmente en los valores máximos de longitud de onda registrados por el sensor B, considerado como punto de referencia debido a que es donde se observan las mayores deformaciones en la aeronave. Este análisis se llevó a cabo utilizando el mismo rango de tiempo para los tres sensores, con el objetivo de verificar la respuesta individual de cada uno ante una exposición a carga.

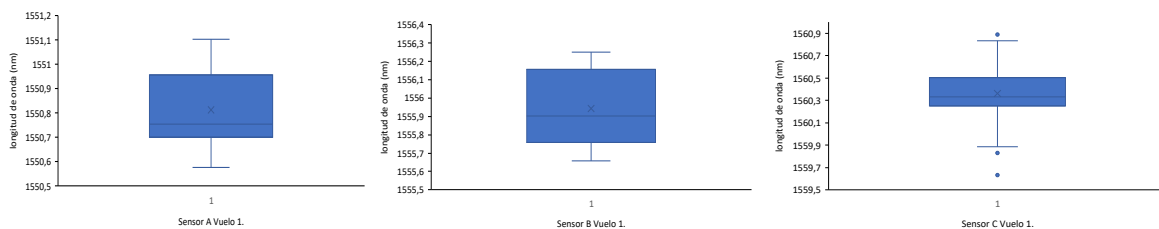
## Vuelos experimentales

En la **Figura 57** se puede observar la aeronave T-90 Calima, en fase de vuelo. En el plano derecho se puede observar el sistema de monitoreo instalado previamente en tierra. Estos vuelos se realizaron en una de las aeronaves de la Fuerza Aérea Colombiana, en la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suarez”.



**Figura 57.** Pruebas en vuelo con sensores FBG, en plano derecho del T-90 Calima.  
**Fuente:** Autor.

En cumplimiento del objetivo específico 3, que involucra la implementación del sistema de monitoreo en vuelo, se presenta la imagen anterior que muestra el arreglo de sensores instalados en el plano derecho de la aeronave, donde se tomaron los registros de datos experimentales en vuelo. Una vez obtenidos los datos de los sensores, se procede al análisis de los respectivos promedios y valores máximos de longitud de onda, tal como se muestra en la **Figura 58**. Tomando como ejemplo el análisis desarrollado para el vuelo 1, se observa que el sensor A muestra una tendencia a valores por debajo de su promedio y una dispersión media, mientras que el sensor B presenta una baja dispersión de datos sin valores fuera del rango normal. Por otro lado, el sensor C exhibe una alta variación de datos con valores atípicos que se encuentran fuera de su rango de promedios y así mismo encontrar los valores máximos de longitudes de onda, en este caso para el sensor B.



**Figura 58.** Análisis de dispersión de datos en el vuelo 1.  
**Fuente:** Autor.

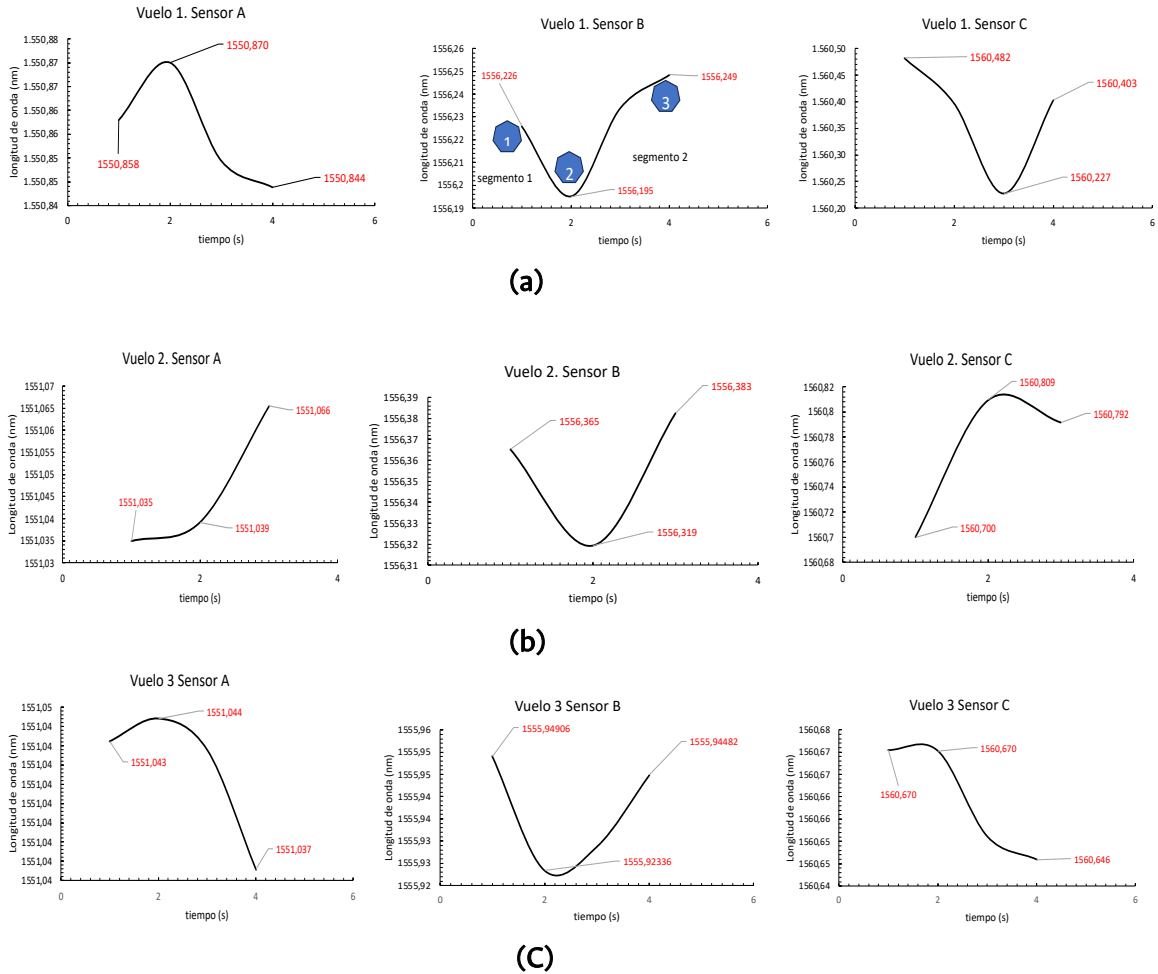
Teniendo en cuenta que el movimiento de desplazamiento de la longitud de onda puede interpretarse como una tensión o compresión del material [12], se divide el análisis en tres etapas. En la primera, tras obtener los datos de longitud de onda de cada sensor en cada vuelo, se analiza su dispersión mediante gráficas Boxplot, que permiten verificar el promedio y los valores máximos de longitud de onda. Se identifican las longitudes de onda más altas del sensor B, considerándolas como puntos críticos que representan la mayor deformación. Tras la identificación de los puntos críticos en el sensor B, se procede a elaborar gráficas de longitud de onda vs tiempo, identificando tres puntos de interés dentro de la deformación en B. Estos puntos deben coincidir en el tiempo en referencia al sensor B, lo que da lugar a un total de nueve gráficas, correspondientes a los tres vuelos analizados, los cuales irán marcados en rojo para su identificación gráfica.

Posteriormente, se resumen los segmentos identificados en tablas de análisis para diferenciar y visualizar los valores en los tres vuelos. Luego, aplicando las ecuaciones de comportamiento de tensión relacionadas en el capítulo anterior, que relacionan la fuerza y el desplazamiento con las longitudes de onda, se determinan los valores de fuerza y desplazamiento para cada segmento. Estos segmentos se definen desde el punto 1 hasta el punto 2, y desde el punto 2 hasta el punto 3. Con estos valores obtenidos, se calculan los diferenciales de fuerza, desplazamiento y longitud de onda, lo que permite relacionar las deformaciones del sensor con el estado de esfuerzo de tensión o compresión. Finalmente, estos resultados se presentan en tablas y se corroboran con las gráficas desarrolladas en la primera etapa del análisis.

En esta sección se presentan análisis generales de las gráficas de los tres vuelos, mostrando cada uno de los segmentos y marcaciones relevantes. El objetivo es visualizar este comportamiento de los cambios de longitudes de onda, desde la perspectiva gráfica para poder determinar los valores límites de los segmentos directamente de las gráficas. Esta etapa inicial de análisis visual proporciona una comprensión detallada de la variación de la longitud de onda a lo largo del tiempo y su relación con los diferentes sensores. Este enfoque permite identificar patrones y tendencias en los datos experimentales antes de proceder a la segunda fase, que implica resumir los datos en tablas para un análisis más detallado y cuantitativo.

En la **Figura 59** en la gráfica (a) se observa el análisis para el primer vuelo, el punto de mayor valor de longitud de onda del sensor B, alcanza un máximo de 1556,249 nm. Este comportamiento está asociado con la galga C, ya que ambos sensores muestran una variación similar en la longitud de onda. Sin embargo, el sensor A, que registra la deformación en el eje X, presenta una diferencia en su comportamiento en comparación con los sensores B y C.

La gráfica (b) presenta los datos para el segundo vuelo. Se realizó la selección del rango de datos tomando como referencia el valor máximo del sensor B, con un valor máximo de 1556,383 (nm). En la gráfica (C) para el tercer vuelo se observa que el comportamiento del sensor A y el C es similar de acuerdo con la tendencia de cada uno de los segmentos, en cambio el sensor B alcanza un valor máximo de longitud de onda de 1555, 949 (nm) y se comporta de manera diferente ya que el primer segmento disminuye y el segundo incrementa.



**Figura 59.** Gráficas de longitud de onda vs tiempo, para los tres vuelos, sensores A, B y C.  
**Fuente:** Autor.

Los resultados obtenidos se resumen para cada uno de los vuelos y puntos de análisis como se observa en **Tabla 16**. Se consolidaron los valores de longitud de onda para cada sensor en los tres puntos que definen los segmentos 1 y 2, tal como se definieron anteriormente.

No.Vuelo	No. Segmento	Longitud de onda $\lambda$ (nm)		
		A	B	C
Vuelo 1	1	1550,858	1556,226	1560,482
	2	1550,870	1556,195	1560,227
	3	1550,844	1556,249	1560,403
Vuelo 2	1	1551,035	1556,365	1560,700
	2	1551,039	1556,319	1560,809
	3	1551,066	1556,383	1560,792
Vuelo 3	1	1551,043	1555,949	1560,67
	2	1551,044	1555,923	1560,67
	3	1551,037	1555,945	1560,646

**Tabla 16.** Resumen de resultados de los segmentos.  
**Fuente:** Autor.

Basándose en las investigaciones realizadas en el campo del monitoreo estructural de planos de aeronaves con sensores FBG unidireccionales, se establece que los esfuerzos de tensión y compresión unidireccionales son las relaciones más apropiadas para describir la elongación o contracción de un material [12] [4]. Estos esfuerzos ofrecen una descripción de los fenómenos físicos y aerodinámicos de los planos a través de la variación de fuerzas y elongaciones del plano de la aeronave, analizando los cambios en las longitudes de onda. En el capítulo anterior, se llevó a cabo la caracterización no solo de los sensores, sino también del sistema de galgas, sensores FBG y material compuesto, obteniendo las ecuaciones que se muestran en la tabla 16. Las cuales son la base para realizar los análisis por medio del procesamiento de los datos de cambios de longitud de onda entregados por los FBG.

Estas ecuaciones que se muestran a continuación son el producto de la caracterización del sistema de probeta, del capítulo 2 , sección de ensayos a tensión.

Ecuaciones de relación fuerza y deformación lineal de los sensores FBG, de acuerdo a la longitud de onda.		
sensor A	$F = 0,1076(\lambda) - 166,89$	$d = 35,797(\lambda) - 55547$
Sensor B	$F = 0,2039(\lambda) - 317,04$	$d = 102,28(\lambda) - 159061$
Sensor C	$F = 0,9328(\lambda) - 1455,3$	$d = 1288,5(\lambda) - 2E + 06$

**Tabla 17.** Ecuaciones de relación de longitud de onda para la fuerza y deformación lineal en condición de tensión y compresión de los sensores FBG.

**Fuente:** Autor.

El uso de estas ecuaciones tiene como objetivo obtener datos cruciales para analizar los segmentos de las gráficas de longitud de onda vs tiempo, permitiendo determinar la variación de fuerza, desplazamiento y longitud de onda. Estas ecuaciones se aplicarán en rangos de deformaciones del material desde 0.001 mm hasta 100 mm, basándose en la caracterización de pruebas de probetas y sensores FBG realizadas previamente. Este proceso busca verificar los esfuerzos de deformación en tensión y compresión en los planos del T-90 Calima, tanto en tierra como en vuelo. Se espera que los datos y las diferencias obtenidas validen la información proporcionada por las gráficas, ofreciendo una confirmación adicional de los resultados. Una fuerza negativa indicará un estado de compresión, lo que permitirá validar las correlaciones establecidas a partir de las ecuaciones lineales [37].

En la **Tabla 18** se muestran los resultados de las variaciones de longitud de onda y fuerza en cada segmento de análisis. Se observa que las fuerzas y longitudes de onda negativas están relacionadas con compresiones en la piel del avión, lo cual es una indicación de que el sensor FBG está diseñado para distinguir este tipo de deformaciones.

No. Vuelo	No. Segmento	A		B		C	
		d (mm)	F (N)	d (mm)	F (N)	d (mm)	F (N)
Vuelo 1	1	-0,017679	-30,9362	0,27448	109,79528	-0,4626314	10681,057
	2	-0,016388	-30,5066	0,26816	106,6246	-0,7003679	10352,4895
	3	-0,019186	-31,4373	0,27917	112,14772	-0,5362831	10579,2655
Vuelo 2	1	0,001366	-24,6001	0,30282	124,0122	-0,25939	10961,95
	2	0,0017964	-24,4569	0,29344	119,30732	-0,1577693	11102,3965
	3	0,0047016	-23,4904	0,30649	125,85324	-0,1736184	11080,492
Vuelo 3	1	0,0022268	-24,3137	0,218	81,46372	-0,287359	10923,295
	2	0,0023344	-24,2779	0,2127	78,80444	-0,287359	10923,295
	3	0,0015812	-24,5285	0,21719	81,0546	-0,3097342	10892,371

**Tabla 18.** Relación de Fuerza y desplazamiento para los puntos de interés.

**Fuente:** Autor.

En el cumplimiento del objetivo número cuatro (04) de validar los resultados de las mediciones de tensión y compresión para la determinación de elongaciones en el perfil de vuelo, basados en los sistemas de monitoreo en tierra, se presentan las siguientes tablas. Estas tablas relacionan los estados de esfuerzos para cada segmento analizado, basado en el sistema de monitoreo FBG, se muestra la **Tabla 19**.

A				
SEGMENTOS	Tipo de Esfuerzo	$\Delta d$ (mm)	$\Delta F$ (N)	$\Delta \lambda$ (nm)
1-2	Tensión	0,00129	0,42956	0,01200
2-3	Compresión	-0,00280	-0,93072	-0,02600
1-2	Tensión	0,00043	0,14319	0,00400
2-3	Tensión	0,00291	0,96652	0,02700
1-2	Tensión	0,00011	0,03580	0,00100
2-3	Compresión	-0,00075	-0,25058	-0,00700

B				
SEGMENTOS	Tipo de Esfuerzo	$\Delta d$ (mm)	$\Delta F$ (N)	$\Delta \lambda$ (nm)
1-2	Compresión	-0,00632	-3,17068	-0,03100
2-3	Tensión	0,01101	5,52312	0,05400
1-2	Compresión	-0,00938	-4,70488	-0,04600
2-3	Tensión	0,01305	6,54592	0,06400
1-2	Compresión	-0,00530	-2,65928	-0,02600
2-3	Tensión	0,00449	2,25016	0,02200

C				
SEGMENTOS	Tipo de Esfuerzo	$\Delta d$ (mm)	$\Delta F$ (N)	$\Delta \lambda$ (nm)
1-2	Compresión	-0,23774	-0,23774	-0,25500
2-3	Tensión	0,16408	226,77600	0,17600
1-2	Tensión	0,10162	140,44650	0,10900
2-3	Compresión	-0,01585	-21,90450	-0,01700
1-2	Neutro	0,00000	0,00000	0,00000
2-3	Compresión	-0,02238	-30,92400	-0,02400

**Tabla 19.** Tabla de análisis de perfiles de elongación de la aeronave T-90 Calima en los tres puntos críticos de toma de datos.

**Fuente:** Autor.

Para evaluar el comportamiento estructural del T-90 Calima durante diferentes fases del vuelo, especialmente durante el aterrizaje, se dividió el vuelo en varios segmentos basados en las maniobras específicas. Se puso especial atención en la fase de aterrizaje, donde se esperaba que las alas del avión soportaran cargas significativas, las cuales podrían manifestarse tanto en forma de elongación como de compresión. Basándose en la teoría aerodinámica y estructural aplicable al T-90 Calima, se anticipó que durante el aterrizaje las alas experimentarían una compresión hacia abajo, ayudando a absorber la energía cinética causada por la desaceleración del avión. Esta segmentación del vuelo permitió un análisis más detallado y focalizado, crucial para verificar si el comportamiento de las alas se alinea con las expectativas teóricas y las demandas estructurales diseñadas.

### 3.4 Análisis de resultados

Al llevar a cabo el análisis de los datos obtenidos por los sensores FBG durante las fases de vuelo del T-90 Calima, se pudo verificar la correspondencia entre el comportamiento observado del plano y las predicciones teóricas. Los datos indicaron una elongación de las alas durante el despegue y el toque y despegue, lo cual es congruente con las fuerzas aerodinámicas y la carga estructural esperada en estas fases del vuelo. Seguidamente, se observó una compresión durante el aterrizaje, fenómeno que también coincide con las teorías aerodinámicas y estructurales aplicables a la aeronave.

Estos resultados son la base inicial para describir el rendimiento aerodinámico y estructural del T-90 Calima, demostrando que la respuesta de los planos a las cargas impuestas durante las maniobras de vuelo es la esperada según los principios de diseño de la aeronave. La capacidad y el rango de los sensores FBG para monitorear variaciones de carga por encima de los 100N ya que los rangos de calibración en tierra de dieron por debajo de estos valores, adicionalmente, estos sensores son sensibles a las vibraciones características de las aeronaves monomotor de ala baja. Estas vibraciones, originadas en la bancada del motor, se propagan a través de las vigas principales del avión, afectando la precisión de las mediciones.

Durante las fases de despegue y aterrizaje, se logró determinar los periodos críticos de carga al observar las variaciones más significativas en la longitud de onda de la FBG, comparadas con los registros temporales de cada maniobra. Esto permitió identificar con mayor claridad los momentos de mayor estrés estructural.

Las modificaciones en la longitud de onda también dependen de las propiedades físicas de la galga y su material de recubrimiento. En este estudio, el sensor C demostró una mayor estabilidad en sus señales, mientras que los sensores A y B exhibieron respuestas más variables y dispersas.

Las ecuaciones de correlación para describir las elongaciones características de los sensores FBG se centraron en medir deformaciones en estados de tensión, dado que la caracterización de los materiales compuestos en tierra se alinea mejor con las cargas de tensión esperadas en los planos del avión. Esta limitación en la metodología podría restringir la comprensión completa del comportamiento estructural bajo compresión, destacando la necesidad de desarrollar ecuaciones que también consideren estos estados para una evaluación más completa y precisa de la integridad estructural de las aeronaves.

Durante las fases de aterrizaje y despegue, se observó que el punto crítico 1 presentaba la mayor variación en la longitud de onda de la FBG. Estos datos sugieren que podría haber una concentración significativa de esfuerzos en la unión entre el plano y el fuselaje, una zona potencialmente vulnerable a esfuerzos mecánicos intensos. Por su parte, el sensor B fue el que registró la mayor fuerza aplicada, destacando su ubicación como un punto crítico para la monitorización de cargas.

Las variaciones de temperatura en los sensores de Fibra Bragg (FBGs) afectan la calibración de estos dispositivos en tierra. Sin embargo, en las pruebas de vuelo debido a la poca variabilidad en el diseño del perfil altitud y la falta de disponibilidad de equipos adicionales para sincronizar los datos de temperatura, los resultados obtenidos de estos ensayos no fueron considerados en este estudio. Esta decisión podría impactar en la precisión de la calibración y, consecuentemente, en la fiabilidad de los datos recogidos en vuelo.



## Capítulo 4: Conclusiones

Luego de llevar a cabo el desarrollo de la presente investigación, se pueden extraer las siguientes conclusiones generales:

En primer lugar, en relación con el cumplimiento del primer objetivo de identificación y caracterización de los puntos críticos de carga de la aeronave, se encontró que, según la literatura y comparado con los ensayos mecánicos y microestructurales de los planos del T-90 Calima. Se identificaron seis puntos críticos, especialmente en el tejido alar, relacionados con las fuerzas de resistencia durante el vuelo. A pesar de las dificultades de disponibilidad, se logró trabajar con tres sensores FBG, ubicados estratégicamente en los puntos críticos seleccionados.

Respecto al alcance del segundo objetivo de diseñar el sistema de monitoreo estructural, se logró crear un sistema de medición que permitió la recolección de información tanto en pruebas en tierra como en vuelo. La creación de galgas extensiométricas y un sistema compuesto por probetas del material junto con las galgas y los sensores fue fundamental. La calibración de cada elemento del sistema se llevó a cabo en laboratorios especializados, proporcionando datos de referencia para la calibración.

Es importante que en futuras investigaciones se realicen más pruebas en vuelo utilizando sensores FBG diseñados específicamente para aplicaciones aeronáuticas, que presenten alta resistencia a la fractura y que se puedan adherir directamente a la superficie de control relevante, evitando así el deslizamiento entre la galga y la superficie. Además, se recomienda expandir el sistema de medición para incluir más puntos de control críticos, lo que permitiría corroborar y fortalecer las relaciones observadas experimentalmente entre los sensores A, B y C en términos de fuerzas y desplazamientos.

En futuros trabajos, se recomienda que el diseño de sensores FBGs sean embebidos directamente en las estructuras de los planos, permitiendo así la captura de datos desde las estructuras internas de los puntos críticos identificados a través de simulaciones. Esta integración podría mostrar datos diferenciales entre los métodos de monitoreo estructural, mejorando la fiabilidad de las mediciones para una posible implementación condiciones operativas reales.

Por otro lado, la utilización de sensores FBG para la verificación de deformaciones superficiales permite medir variaciones de longitud de onda que permite diferir sobre los datos sobre fuerzas y desplazamientos unitarios mediante la caracterización adicional en tierra. Esta caracterización facilita el desarrollo de relaciones lineales y la comprensión del comportamiento de estos sensores durante el vuelo. No obstante, es crucial validar estos datos a través de simulaciones que incluyan análisis de carga y estudios de elementos finitos. Combinar la información obtenida de los sensores FBG con los resultados de las simulaciones ofrece un método robusto

para su aplicación en calibración o monitoreo a nivel industrial, lo que a su vez puede contribuir a la predicción de fallas críticas y a la definición de intervalos de mantenimiento de forma más precisa y eficiente.

Por otro lado, la validación de datos en tierra muestran que las deformaciones unitarias detectadas con galgas extensiométricas no son perceptibles con los FBG, debido a las diferencias entre rangos de cargas entre los ensayos en tierra y las condiciones cíclicas en vuelo. Por lo tanto, es fundamental tener en cuenta estas diferencias al interpretar y comparar los datos obtenidos en ambos contextos.

Finalmente, en respuesta al cuarto objetivo específico de validar los resultados de las mediciones de tensión y compresión para la determinación de elongaciones en el perfil de vuelo, se encontró que a través de las relaciones lineales de los sensores FBG se pudo establecer la relación entre los sensores en términos de elongación para fases de despegues y aterrizajes.

## Bibliografía

- [1] S. Yue, «Evaluation Method of Ultimate Sensing Life for Stress Fatigue FBG Strain Sensors,» *Sensors(J)*, vol. 1, p. 47, 2018.
- [2] Fuerza Aérea Colombiana , MANUAL DE TAREAS T-90C-MANTA-, MANUAL-FAC-FAC2.2.102.T-90 ed., EMAVI, Ed., Cali : FAC, 2023.
- [3] R. D. Sante, "Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications," *sensors*, vol. 15, p. 49, July 2015.
- [4] R. Di Sante , «Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composites Structures: Recent Advances and Applications,» *sensors*, vol. 15, pp. 1,49, July 2015.
- [5] Z. Liu, T. Shao y L. Y. y. C. Liu, «Local structural health monitoring system in aircraft based on fiber Bragg grating array,» *Results in Optics*, vol. 11, 2023.
- [6] V. Buchinger, «Life cycle monitoring of composite aircraft components with structural health monitoring technologies,» *Imperial College London*, 2023.
- [7] M. Frövel, «sensores de fibra óptica redes de bragg embebidos en material compuesto para medir deformaciones y temperaturas criogenicas,» *ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS AERONAUTICOS*, 2006.
- [8] L. A. d. A. d. Rocha, L. Altamirando de Andrade da Rocha, R. Mendez Finzi y S. Valder, «Damage Detection Integrating ISHM and LWSHM Techniques,» *Research Gate* , January 2019.
- [9] A. O. Pemberthy, «Material selection for an unmanned rotary wing aerial vehicle airframe,» *publicacionesfac*, 2017.
- [10] Federal Aviation Administration, de *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes*, F. A. Administration, Ed., Washington, 2015.
- [11] P. R. Alvarado Prieto, Libro "Mechanical Properties Characterization of Advanced Composite Materials, A Review", 2014.
- [12] C. Che y H. W. y. X. Ni, «Few-shot structural repair decision of civil aircraft based on deep meta-learning,» *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2023.
- [13] O. M. y. J. Ciro, «HISTORIA Y EVOLUCIÓN DE LAS TECNOLOGÍAS DE INFORMACIÓN Y COMUNICACIÓN EN COLOMBIA,» *UNIVERSIDAD TECNOLÓGICA DE BOLÍVAR*, 2018.
- [14] R. Sohel y R. Figueiro, *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*, Boston : Woodhead Publishing, 2016.
- [15] J. Charitidis, «CRITERIA FOR THE SELECTION OF CARBON FIBER COMPOSITE MATERIALS FOR FIGHTER AIRCRAFT,» de *dvances in Materials Science and Engineering: An International Journal (MSEJ)*, Grecia, 2018, p. 13.
- [16] G. Brown, «The use of composites in construction,» U.K, 2014.

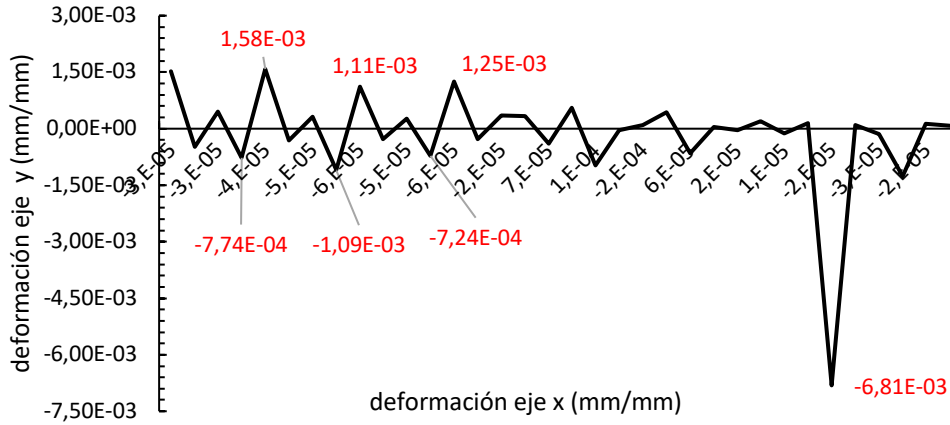
- [17] M. MRAZOVA, «Advance composite materials of the future in aerospace industry,» The Faculty of Operations and Economics of Transport, Slovak Republic, 2013.
- [18] A. P. Mouritz, Introduction to aerospace materials, New Delhi : Woodhead Publishing Limited, 2012.
- [19] A. Baker, S. Dutton y D. Kelly, Composite Materials for Aircraft Structures, Australia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [20] G. R. Moreno Ordoñez, «Libro “Mechanical properties characterization of advanced composite materials, a review” ,» *Ciencia y Poder Aéreo*, pp. 288-290, 2017.
- [21] L. Q. S. Y. L. S. P. L. a. D. L. Jian Cai, «Structural Health Monitoring for Composite Materials,» INTECH Open science, open mind, 2012, pp. 38-55.
- [22] Gayan C. KAHANDAWA y J. EPAARACHCHI, «Use of FBG Sensors for SHM in Aerospace Structures,» Centre of Excellence in Engineered Fibre Composites, University of Southern Queensland , Queensland, 2012.
- [23] J. A. V. Hernández, R. A. V. Sánchez y C. M. G. Lara, «SENSORES DE FIBRA ÓPTICA Y SUS APLICACIONES EN EL MEDIO AMBIENTE,» *Escuela de Ingeniería Ambiental, UNICACH*, 2013.
- [24] A. T, «Modern sensors handbook. S.f.,» *edited by Pavel Ripka*, 2001.
- [25] F. Navarro-Henríquez, «Structural Health Monitoring of Bridges,» *Tecnología en Marcha*, 2014.
- [26] C. A. T. Infante, «Diseno e implementacion de un sensor óptico basado en redes de difraccion de Bragg,» *Universidad Nacional de Colombia*, 2012.
- [27] D. P. M. V. Andrés Triana, «A code division design strategy for multiplexing fiber Bragg grating sensing networks,» *Sensors*, 2017.
- [28] O. A. S. Puerto, «Medición de variaciones espacio - temporales de la temperatura del agua en su interacción superficie y el subsuelo utilizando redes de difracción de Bragg en un tramo de un arroyo de montaña colombiano.,» *Universidad Nacional de Colombia- Facultad de ingeniería, Departamento de Ingeniería Eléctrica y Electrónica* , 2020.
- [29] M. V.-D. y D. P.-A. C. A. Triana-Infante, «Validación de sensores de red Bragg de fibra para tensión y temperatura,» *Iteckné*, 2014.
- [30] emavi, «Escuela militar de aviación,» *T-90 Calim*, 2022.
- [31] Corporación de la Industria Aeronáutica de Colombia, «Determinación de puntos y zonas críticas,» Bogotá, 2015.
- [32] LANCAIR, PILOT’S OPERATIONAL HANDBOOK AND AIRPLANE FLIGHT MANUAL, LANCAIR, Ed., Oregon , 2008.
- [33] P. S. G. Vinicio, «RABAJO ESTRUCTURADO DE MANERA INDEPENDIENTE MODALIDAD DE TESIS, PREVIA A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO,» UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO, AMBATO, 2015.
- [34] Administración Nacional de Aviación Civil , Aerodinamica Basica, Departamento de control educativo , 2006.

- [35] G. D. a. M. Sun, «Effects of wing deformation on aerodynamic forces in hovering hoverflies,» Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 2010.
- [36] M. Ramesh, K. Palanikumar y K. Hemachandra Reddy, «Mechanical property evaluation of sisal-jute-glass fiber reinforced polyester composites,» de *Composites Part B: Engineering*, Knoxville, ELSEVIER, 2013, pp. 1-9.
- [37] M. A. G. y. J. C. Lozano, «Análisis de esfuerzos en una flecha de un helicóptero a escala,» *Escuela superior de ingeniería*, 2014.
- [38] Micron Optics, «Ficha técnica FBG (Fiber Bragg Grating Array),» Micron Optics, Atlanta, 2010.
- [39] Micron Optics, «Ficha técnica sensores OS1200 y OS3120,» Micron Optics, Atlanta.
- [40] K. E. Hofer y P. N. Rao, «A new Static Compression Fixture for Advanced Composite Materials,» *Journal of Testing and Evaluation*, 1977.
- [41] Gibson R.F, «Principles of composite Material Mechanics,» *CRC Press*, 2012.
- [42] G. E.E. y C. C.C., «Statistical Analysis of Mechanical Properties of Fiber Reinforced Composites,» *Mechanics of Composites Materials*.
- [43] I. National Instruments, «Fundamentos de la Detección,» *Óptica FBG*, 2010.
- [44] Lancair Aerospace., «Handling, Service and Maintenance,» Sacramento, CA., 2004, p. 13.
- [45] N. M. Triet, N. N. Viet y P. M. Thang, «Aerodynamic Analysis of Aircraft Wing,» *Journal of Science: Mathematics and Physics*, pp. 68-75, 18 mayo 2015.
- [46] M. A. Solís, «DETERMINACIÓN DE LOS ESFUERZOS RESIDUALES MEDIANTE LA CONSTANTE ACÚSTICO-ELÁSTICA EN ACEROS CEMENTADOS 4320 Y SOLDADOS POR EL PROCESO GMAW,» *CORPORACIÓN MEXICANA DE INVESTIGACIÓN EN MATERIALES*, 2014.
- [47] F. B. y. D. F. Sánchez, «Diseño técnico del simulador de vuelo de la aeronave Calima T-90 para la escuela militar de aviación,» *Universidad Autónoma de Occidente*, 2019.
- [48] J. A. P. J. E. VIDAL, «DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y PRUEBA EN VUELO DE UN AEROMODELO REMOTO (RPV) PARA LA TOMA DE DATOS VISUALES EN TIEMPO REAL,» *UNIVERSIDAD INDUSTRIAL DE SANTANDER*, 2009.
- [49] J. L. Molano, «EVALUACIÓN DE TOLERANCIA AL DAÑO PARA EL ALA DEL AVIÓN MENTOR T-34,» *UNIVERSIDAD AUTONOMA DE OCCIDENTE*, 2009.
- [50] Néstor Fabián Cedeño Niño, «Propuesta para disminuir la temperatura en la cabina del avión T-90 Calima,» *CIENCIA Y PODER AÉREO*, 2015.
- [51] W. S y B. M. W, «Fiber optic chemical sensors and biosensors. A view back, in optical chemical sensors,» *springer*, 2006.
- [52] M. L. M. D, «Diseño, caracterización y aplicación analítica de (bio)sensores de fibra óptica para la determinación de CO<sub>2</sub>, O<sub>2</sub> y metabolitos de interés clínico,» *Tesis de Doctorado, Universidad Complutense de Madrid*, 1997.
- [53] G. Álvarez-Botero, F. E. Barón, C. C. Cano, Ó. Sosa y M. Varón, «Detección óptica utilizando rejillas de bragg de fibra: fundamentos y aplicaciones,» *Revista de instrumentación y medición del IEEE*, vol. 20, nº 2, pp. 33-38, 2017.

- [54] L. G. C. C. A. T. M. V. D. Jhon E Alfonso, «Design of an optical sensing interrogator using an edge filter scheme,» *SBMO/IEEE MTT-S Conferencia Internacional de Microondas y Optoelectrónica (IMOC)*, 2013.
- [55] B. Á. N, «Sensores de temperatura pH y detergentes para control medioambiental con un prototipo que utiliza fibra óptica y luminiscencia con resolución de fase,» *Tesis de Doctorado. Universidad Complutense de Madrid*, 2001.
- [56] L.-H. J.M, «Handbook of optical fibre sensing technology,» *John Wiley & Sons LTD*, 2002.
- [57] J. ESQUIVEL, «INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE MÉTODOS PARA REDUCIR EL EFECTO DE LA NO LINEALIDAD DE BARRIDO DE LONGITUD DE ONDA EN UN REFRACTÓMETRO DE FIBRA ÓPTICA,» *POSGRADO INTERINSTITUCIONAL DE CIENCIA Y TECNOLOGÍA*, 2021.
- [58] G. M. Varon, «PROGRAMA NACIONAL DE SEMILLEROS DE INVESTIGACIÓN, CREACIÓN E INNOVACIÓN DE LA UNIVERSIDAD NACIONAL DE COLOMBIA 2013-2015,» *Universidad Nacional de Colombia*, 2022.
- [59] Y. M. O. Davila, «Monitoreo de salud estructural empleando filtros Kalman,» *Universidad Nacional de Colombia*, 2009.
- [60] V. S. J. R. M. F. N. Lizeth Vargas Palomino, «Monitoreo de salud estructural de aeronaves basado en mediciones de impedancia electromecánica,» *AVANCES Investigación en Ingeniería*, 2011.
- [61] Minju, Z. Dou, J.-W. Li, X. Qiu, B. S. D. Z. F.-Z. Yao y W. G. y. K. Wang, «Piezoelectric Materials and Sensors for Structural Health Monitoring: Fundamental Aspects, Current Status, and Future Perspectives,» *Sensors*, 2023.
- [62] F. d. S. Rodrigues, A. H. Seno, Z. S. Khodaei y F. Aliabadi, «Structural health monitoring platform for industrial scale,» *Advances in Fracture and Damage Mechanics XX*, 2023.
- [63] J. Etxaniz, «Ultrasound-based structural health monitoring methodology,» *Engineering Failure Analysis*, 2023.
- [64] M. Ciminello, B. Sikorski, B. Galasso, L. Pellone, U. Mercurio, A. Concilio, G. Apuleo, A. Cozzolino, I. Kressel, S. Shoham y e. al., «Preliminary Results of a Structural Health Monitoring System Application for Real-Time Debonding Detection on a Full-Scale Composite Spar,» *Spar. Sensors*, 2023.
- [65] V. R.A., «Sensores químicos y de parámetros físicos basados en fibra óptica,» *Colección Jaguar,*, 2011.
- [66] D. Muñoz-Marrón, «HUMAN FACTORS IN AVIATION: CRM (CREW RESOURCE MANAGEMENT),» *Consejo General de Colegios Oficiales de Psicólogos*, 2018.
- [67] L. v. Useche, «Falla de los Materiales Compuestos Laminados,» *Scientia et Technica*, pp. 113-117, 2005.
- [68] E. D. Justo, A. Delgado, A. Fernández y M. Bascón, «DEFORMACIONES,» *Universidad de Sevilla*, 2022.
- [69] MICRON OPTICS, «Ficha tecnica sensores FBG OS 1200 y OS 3120,» ATLANTA, 2010.

- [70] T. &. , C. Otzen, «Técnicas de Muestreo sobre poblacion de estudio,» *International Morphology 35(1) Journal*, p. 227.232, 2017.
- [71] P. Marco y S. Montserrat, «Fundamentos de la mecánica de los materiales compuestos,» *Departament de Resistència de Materials i Estructures a l'Enginyeria*, 2014.

# Anexo 1



Gráfica de máximos y mínimos de deformaciones entre el eje (X) y (Y)

Coordenadas Ubicación Galgas (mm)			
No.	X	Y	Z
2UF1	0	355,92	0
2DF1	0	355,92	-166,7
2UF2	0	916,13	0
2DF2	0	916,13	-166,7
2UF3	0	1375,97	0
2DF3	0	1375,97	-166,7
2UO1	0	1658,38	0
2DO1	0	1658,38	-166,7
2DO2	0	2180,73	-166,7
2UO2	0	2180,73	0
2UR1	500	355,92	0
2DR1	500	355,92	-166,7
2DR2	500	916,13	-166,7
2UR2	500	916,13	0
2UR3	500	1375,97	0
2DR3	500	1375,97	-166,7

Coordenadas puntos críticos en el plano del avión.



## Anexo 2

Fuente: Adaptado de [17]

En tabla 6, se observan las propiedades mecánicas teóricas específicas para la caracterización de los materiales que componen los planos del T-90 Calima [31]. Los planos del T-90 Calima son fabricados con láminas de compuestos mediante moldeo manual (*hand lay-up*) [20].

Propiedades específicas	Fibra de Carbono HM	Aramida alto modulo	E-Vidrio	Aluminio	Metal
Modulo específico $E/\rho$ (m/kg)	256	80	28	26	27
Resistencia específica $\sigma/\rho$ (Nm/kg)	1.2	2	0.775	0.05-0.23	0.04-0.27

**Tabla 6.** Propiedades específicas de materiales fibroreforzados en comparación con algunos metales

Fuente: Adaptado de [17]

En la tabla 7 se pueden observar las propiedades mecánicas de diferentes fibras compuestas, donde se destacan los valores de resistencia a la tracción de la fibra de vidrio tipo S alcanzando valores de resistencia de hasta de 4500 *Mpa*, por la cual es usado normalmente en combinación con Nomex por medio de estructuras tipo Sándwich para la fabricación de planos del T-90 Calima [17] [33].

Tipo de fibra	Densidad (kg/m <sup>3</sup> )	Módulo de Tensión (E) (Gpa)	Resistencia a la tracción (s) (MPa)	Módulo específico (E/r) (GPa m <sup>3</sup> /Mg)	Resistencia Específica. (s/r) (MPa m <sup>3</sup> /Mg)
E- Vidrio	2.54	70	3450	27.6	1385
S-Vidrio	2.50	86	4500	34.4	1800
HM-carbón (Alto módulo)	1.90	400	1800	210.5	947

HS-carbón (Alta resistencia)	1.70	240	2600	141.2	1529
Aramida (Kevlar® 29)	1.45	80	2800	55.2	1931
Aramida (Kevlar® 49)	1.45	130	2800	89.7	1931

**Tabla 7** Propiedades Mecánicas de las fibras as utilizadas para refuerzos estructurales tipo Sándwich.

Fuente: Adaptado de [17].

En la tabla 8 se muestran las propiedades que a nivel industrial se tienen en cuenta para las estructuras y materiales tipo honeycomb, dentro de las cuales se encuentran sus propiedades físicas en densidad y tamaño, para sus propiedades mecánicas se tiene en cuenta sus propiedades de compresión y resistencia a esfuerzos cortantes en sus dos ejes principales. Igualmente, se comparan dos materiales de uso común en los planos de las aeronaves como refuerzo estructural Aluminio y Aramida (Nomex) [17] [32].

Densidad y tamaño de la celda		Propiedades de compresión		Resistencia esfuerzos cortantes			
Densidad	Tamaño	Estabilidad		Longitud		Ancho	
Kg/m <sup>3</sup>	mm	Resistencia <i>MPa</i>	Modulo <i>MPa</i>	Resistencia <i>MPa</i>	Modulo <i>MPa</i>	Resistencia <i>MPa</i>	Modulo <i>MPa</i>
<i>Aluminio 5052</i>							
50	5	2.3	517	1.45	310	0.9	152
<i>Aramida NRH10 Nomex</i>							
48	5	2.4	140	1.2	40	0.73	25.0

**Tabla 8.** Propiedades de los materiales estructurales honeycomb

Fuente: Tomado de [17]

**Tensión:** esfuerzo cortante o tensión tangencial, es el esfuerzo generado mediante una fuerza que actúa de manera tangencial en la superficie del material. **Compresión:** este esfuerzo se relaciona con el contacto que actúa sobre el área proyectada de la superficie perpendicular a la fuerza, de modo que se presenta el fenómeno de compresión. **Flexión:** El concepto de flexión se relaciona con la disposición de cargas, donde los elementos o segmentos que soportan se someten a un esfuerzo flector, de modo que las fibras superiores reciben el esfuerzo de compresión, y las fibras inferiores el esfuerzo de tracción.

El **módulo de Young** o modulo elástico, define la capacidad de deformación en una dirección específica de la fuerza, para un material. Describe el comportamiento de un material elástico en función de la fuerza [37]. El **módulo de rigidez** es el coeficiente de elasticidad para una fuerza de corte determinada, que mide la fuerza necesaria para deformar por cizalladura (o esfuerzo cortante) un material determinado [34].

# Anexo 3

28/6/23, 16:00

Galga 1.5

## Galga 1.5



Archivo analizado	Galga 1.5 v17
Versión	Autodesk Fusion 360 (2.0.16490)
Fecha de creación	2023-06-28, 16:00:11
Autor	CETIA

### Propiedades del informe

Título	Estudios
Autor	CETIA

28/6/23, 16:00

Galga 1.5

### Modelo de simulación 1:1

#### Estudio 3: Tensión Cilindro

##### Propiedades del estudio

Tipo de estudio	Tensión estática
Fecha de la última modificación	2023-06-28, 14:10:27

##### Configuración

###### General

Tolerancia de contacto	0.1 mm
Eliminar los modos de cuerpos rígidos	No

###### Amortiguamiento

###### Malla

Tamaño medio de elemento (% del tamaño del modelo)	
Sólidos	10
Escala de tamaño de malla por pieza	No
Tamaño medio de elemento (valor absoluto)	-
Orden de elemento	Parabólico
Crear elementos de malla curva	Si
Ángulo de giro máx. en curvas (grad.)	60
Relación de tamaño máx. de mallas adyacente	1.5
Relación de aspecto máxima	10
Tamaño mínimo de elemento (% del tamaño medio)	20

###### Refinado de malla adaptable

Número de pasos de refinado	0
Tolerancia de convergencia de resultados (%)	20
Parto de los elementos para refinar (%)	10
Resultados para la precisión de la línea base	Tensión de Von Mises

###### Materiales

Componente	Material	Factor de seguridad
Cuerpo1	Onyx Impresora MarkForge CETIA	Límite de elasticidad
Cuerpo2	Onyx Impresora MarkForge CETIA	Límite de elasticidad

###### Onyx Impresora MarkForge CETIA

Densidad	1.2E-05 kg / mm^3
Módulo de Young	2400 MPa
Coefficiente de Poisson	0.32
Límite de elasticidad	40 MPa
Resistencia máxima a tracción	37 MPa
Conductividad térmica	4.6E-04 W / (mm C)
Coefficiente de dilatación térmica	3.855E-05 / C

file:///C:/Users/CETIA/Downloads/Galga 1.5.html

2/8

28/6/23, 16:00

Galga 1.5

Calor específico	970 J / (kg C)
------------------	----------------

### Contactos

#### Fijado

Nombre	[S] Fijado1 [Cuerpo1][Cuerpo2]
--------	--------------------------------

#### Malla

Tipo	Nodos	Elementos
Sólidos	11795	6824

#### Caso de carga 1

##### Restricciones

###### Fijo1

Tipo	Fijo
Ux	Fijo
Uy	Fijo
Uz	Fijo

##### Entidades seleccionadas



###### Fijo2

Tipo	Fijo
Ux	Fijo
Uy	Fijo
Uz	Fijo

##### Entidades seleccionadas



#### Fijo3

Tipo	Fijo
Ux	Libre
Uy	Libre
Uz	Fijo

#### Entidades seleccionadas



#### Cargas

##### Gravedad

Tipo	Gravedad
Valor X	-9.807 m / s <sup>2</sup>
Valor Y	0 m / s <sup>2</sup>
Valor Z	0 m / s <sup>2</sup>

#### Entidades seleccionadas



#### Resultados

##### Resumen de resultados

Nombre	Mínimo	Máximo
Factor de seguridad		
Coefficiente de seguridad (por cuerpo)	4.151	15
Estrés		
Von Mises	0.1508 MPa	9.637 MPa
Primera principal	-1.281 MPa	11.23 MPa
Tercera principal	-8.828 MPa	2.482 MPa
Normal XX	-2.859 MPa	11.23 MPa
Normal YY	-8.828 MPa	7.826 MPa
Normal ZZ	-2.422 MPa	4.616 MPa
Corte XY	-2.682 MPa	2.532 MPa
Corte YZ	-2.244 MPa	2.261 MPa
Corte ZX	-3.928 MPa	3.983 MPa
Desplazamiento		
Total	0 mm	0.03064 mm
X	-0.03064 mm	0.03064 mm
Y	-0.004161 mm	0.00415 mm
Z	-0.001316 mm	5.872E-04 mm
Fuerza de reacción		
Total	0 N	4.705 N
X	-4.659 N	4.658 N
Y	-1.032 N	1.042 N
Z	-0.8669 N	1.283 N
Deformación		
Equivalente	9.022E-05	0.005213
Primera principal	5.119E-05	0.005404
Tercera principal	-0.004205	-6.352E-08
Normal XX	-7.473E-04	0.00424
Normal YY	-6.00338	0.002966
Normal ZZ	-0.001344	0.00143
Corte XY	-0.002951	0.003225
Corte YZ	-0.002468	0.002487
Corte ZX	-0.004321	0.004381
Presión de contacto		



#### Fuerza5

Tipo	Fuerza
Valor X	-40 N
Valor Y	0 N
Valor Z	0 N
Fuerza por entidad	No

#### Entidades seleccionadas



#### Fuerza6

Tipo	Fuerza
Valor X	-40 N
Valor Y	0 N
Valor Z	0 N
Fuerza por entidad	No

#### Entidades seleccionadas

Total	0 MPa	7.221 MPa
X	-6.963 MPa	6.888 MPa
Y	-1.069 MPa	1.075 MPa
Z	0 MPa	1.918 MPa
Fuerza de contacto		
Total	0 N	0 N
X	0 N	0 N
Y	0 N	0 N
Z	0 N	0 N

#### Factor de seguridad

##### Coefficiente de seguridad (por cuerpo)

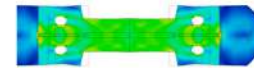
0 1 2 3 4 5



#### Estrés

##### Von Mises

[MPa] 0.151 9.637



##### Primera principal

[MPa] -1.28 11.23

# Anexo 4

## Park Advanced Composite Materials

### Product Overview

## E-765 Epoxy Prepregs

*Park's E-765 is a toughened 270°F cure epoxy prepreg system designed to replace 350°F cure systems in many aircraft structural applications. Park's E-765-3K-PW, -6K-5HS and 7781 materials are AGATE approved. FAA-approved, B-Basis design allowable databases for AGATE materials are available upon request. Park has also developed AGATE approved material and process specifications which are also available upon request.*

### Key Features & Benefits

- Designed to replace first generation 350°F (176°C) cure systems.
- Wide cure temperature process window of 260°F to 350°F (lower cures are possible depending on the application)
- Exhibits low void content, e.g., <2% after oven/vacuum cure.
- Excellent fiber property translation.
- 180°F Wet service temperature after ~270°F cure
- Good tack and drape characteristics after 30 days at room temperature

### Product Forms

- Available on a wide variety of reinforcements including fiberglass and carbon
- Various Fabrics per customer requirements (e.g., plain, harness and twill weaves)
- Unitape and glass broad goods up to 60 inches wide
- Compatible with autoclave, vacuum bag/oven or press cure processes

### Applications / Qualifications

- Primary Aircraft Structures
  - Fuselage
  - Wing
  - Control Surfaces
- Secondary Aircraft Structures
  - Fairings
  - Doors
  - Radomes
  - Bulkheads

### Global Availability

#### For Information about Park's materials:

Americas	+1.316.283.6500
Asia Pacific	+656.861.7117
Europe	+33-562-985290
info@parkelectro.com	
www.parkelectro.com	

E-765 Epoxy Prepregs

Nominal Prepreg and Laminate Physical Properties

Reinforcement	T700 Uni Taps	3K PW	6K SHS	7781 E-Glass
Fiber Areal Weight (gsm)	150	193	370	303
Resin Solids (%)	35±3	38±3	40±3	38
Volatile Content (% Max)	1.0	1.0	1.0	1.0
Flow - 275F @ 15psi (%)	18±6	20±6	20±6	20±6
Tack	Medium	Medium	Medium	Light-Medium
Tg (dry, by DMA, onset storage mod.)	150° C / 300° F			
Gel time @ 275F (min)	2 - 6	2 - 6	2 - 4	2 - 6
Cure per ply thickness (in.)	0.0056	0.0089	0.0152	0.0266

Nominal Prepreg and Laminate Physical Properties

Reinforcement	12K 2x2 Twill	12K 2x2 BW	12x 2x2 BW	120 E-Glass
Fiber Areal Weight (gsm)	376	670	635	107
Resin Solids (%)	40 ± 3	40 ± 3	35 ± 3	45
Volatile Content (% Max)	1.0	1.0	1.0	1.0
Flow - 275F @ 15psi (%)	20±6	20±6	20±6	20±6
Tack	Light - Medium	Light-Medium	Light -Medium	Medium
Tg (dry, by DMA)	165° C / 330° F			
Gel time @ 275F (min)	2 - 6	2 - 6	2 - 6	2 - 6
Cure per ply thickness (in.)	0.015	0.022	0.023	0.005

Selected Laminate Electrical Properties

Reinforcement	Frequency	Dielectric Constant (Dk)	Loss Tangent (Df)
E-765 w/ E-Glass	9.375 GHz	4.5	0.020
E-765 w/ Quartz	9.375 GHz	3.4	0.015

Sandwich Panel Properties

Reinforcement	Property	Test Method	Mean Value
E-765 w/ T300 3KPW	Climbing Drum Peel	ASTM-D-1781	4 in lbf/in
	Flapwise Tensile Strength	ASTM-C-297	1000 psi

All test data provided are typical values and not intended to be specification values. For review of critical specification tolerances, please contact a Park representative directly. Park reserves the right to change these typical values as a natural process of refining our testing equipment and techniques.



E-765 Epoxy Prepregs

Laminate Mechanical Properties - Carbon

Reinforcement	T700 Uni Taps	T300 3K PW	T300 6K SHS	T300 6K SHS
Fiber Areal Weight (gsm)	150	193	370	370
Cure Type	Vacuum/Oven	Vacuum/Oven	Vacuum/Oven	Autoclave
Tensile Strength, 9" (Ksi)				
-65°F Dry	370	93	86	91
70°F Dry	370	95	86	100
180°F Dry	349	93	96	100
180°F Wet	333	96	--	100
ASTM-D-3039-95				
Tensile Modulus (Msi)				
-65°F Dry	18.8	8.5	9.5	9.9
70°F Dry	18.7	8.2	9.3	9.3
180°F Dry	18.2	7.9	9.0	9.2
180°F Wet	18.6	8.0	--	8.9
ASTM-D-3039-95				
Compressive Strength (Ksi)				
-65°F Dry	211	109	127	125
70°F Dry	180	96	114	115
180°F Dry	177	77	83	82
180°F Wet	107	57	--	64
SACMA 1-84				
Compressive Modulus (Msi)				
-65°F Dry	17.9	7.8	10.3	10.1
70°F Dry	18.1	7.7	9.8	9.9
180°F Dry	18.4	7.5	8.9	8.8
180°F Wet	18.0	7.5	--	8.5
SACMA 1-84				
Short Beam Shear (Ksi)				
-65°F Dry	17	11	--	--
70°F Dry	13	10	11	12
180°F Dry	9	8	--	--
180°F Wet	6	5	--	--
ASTM-D-2344				
In-plane Shear Strength, V-notched (Ksi)				
-65°F Dry	26	21	--	21
70°F Dry	20	19	--	18
180°F Dry	16	14	--	15
180°F Wet	11	11	--	10
ASTM-D-5379-93				

All test data provided are typical values and not intended to be specification values. For review of critical specification tolerances, please contact a Park representative directly. Park reserves the right to change these typical values as a natural process of refining our testing equipment and techniques.



E-765 Epoxy Prepregs

Laminate Mechanical Properties - Glass

Reinforcement	120 E-Glass	7781 E-Glass
Fiber Areal Weight (gsm)	107	300
Cure Type	Vacuum/Oven	Vacuum/Oven
Tensile Strength, 9" (Ksi)		
-65°F Dry	--	73
70°F Dry	53	65
180°F Dry	--	61
180°F Wet	--	50
ASTM-D-3039-95		
Tensile Modulus (Msi)		
-65°F Dry	--	3.9
70°F Dry	2.4	3.7
180°F Dry	--	3.6
180°F Wet	--	3.4
ASTM-D-3039-95		
Compressive Strength (Ksi)		
-65°F Dry	--	85
70°F Dry	63	72
180°F Dry	--	61
180°F Wet	--	52
SACMA 1-84		
Compressive Modulus (Msi)		
-65°F Dry	--	4.1
70°F Dry	2.6	3.8
180°F Dry	--	3.7
180°F Wet	--	3.7
SACMA 1-84		
Short Beam Shear (Ksi)		
-65°F Dry	--	10
70°F Dry	9	8
180°F Dry	--	7
180°F Wet	--	5
ASTM-D-2344		
In-plane Shear Strength, V-notched (Ksi)		
-65°F Dry	--	24
70°F Dry	--	18
180°F Dry	--	15
180°F Wet	--	11
ASTM-D-5379-93		

All test data provided are typical values and not intended to be specification values. For review of critical specification tolerances, please contact a Park representative directly. Park reserves the right to change these typical values as a natural process of refining our testing equipment and techniques.



E-765 Epoxy Prepregs

Prepreg Storage Life

- Out Life: 30 days @ 75°F
- Shelf Life: 6 months @ 0°F
- Tack Life: 21 days @ 75°F

Note: The following guidelines are provided to assist Park material users with general recommendations for successful processing. The recommendations are for general review purposes only and process adjustments may be required to achieve optimum results in your specific manufacturing environment.

Autoclave Cure Cycle

- Apply 24"Hg vacuum (minimum) for a minimum of 1 hour before cure
- Apply 40-100 psi autoclave pressure, vent vacuum when pressure reaches 15-20 psi
- Ramp product temp to 270-280°F at 1 - 5° F (0.05 - 3° C)/min
- For Laminates > 0.125" thick, hold at 180°F for 60 minutes
- Hold product at 270-280°F for 110-130 minutes
- Cool to 150°F at 3 - 10°F/min prior to releasing autoclave pressure

Vacuum/Oven Cure Cycle

- Apply 25"Hg vacuum (minimum) for a minimum of 1 hour before cure
- Ramp product temp to 270-280°F at 1 - 5° F (0.05 - 3° C)/min
- For Laminates > 0.125" thick, hold at 180°F for 60 minutes
- Hold product at 270-280°F for 110-130 minutes
- Cool to 150°F at 3 - 10°F/min

Thick Laminate Cure Cycle

- Slower ramp rate and multiple dwell times below 190°F are critical to remove excess energy from the system and avoid dangerous exotherms.
- Contact your Park representative to discuss specific part process requirements to optimize processing of E-765.
- Failure to properly control the exotherm can lead to a potential safety hazard and/or degradation of final material performance.

All test data provided are typical values and not intended to be specification values. For review of critical specification tolerances, please contact a Park representative directly. The above processing guidelines are recommendations only and intended for general review purposes. Process adjustments may be required to achieve optimum results in your specific manufacturing environment.

Park Electrochemical Corp. reserves the right to make changes without notice to any products described herein. Park does not assume any liability arising out of the application or use of any product described herein, and it does not grant any license under its patent or other rights or any third rights of others. Park also disclaims all warranties whether expressed, implied or statutory, including implied warranties of merchantability or fitness for a particular purpose.

Avogadro™, ComFoil™, Easycure™, Haskell, Nitec®/Nitec® Nova™, PaveCure™ and Powerbond™ are trademarks of Park Electrochemical Corp.

