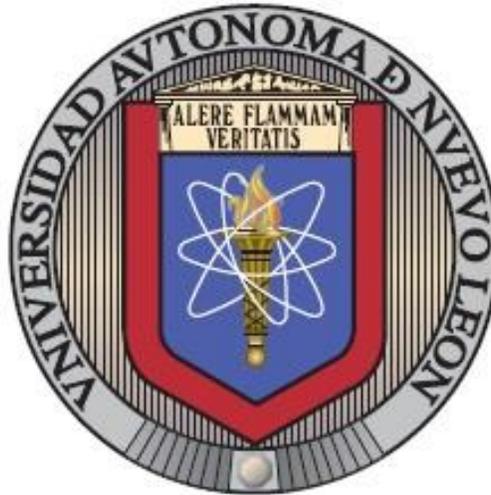


**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**

**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**

**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**TESIS**

**Estudio numérico y experimental de estructuras celulares en  
aplicaciones aeronáuticas**

**POR**

**RICARDO DANIEL PARGA MONTEMAYOR**

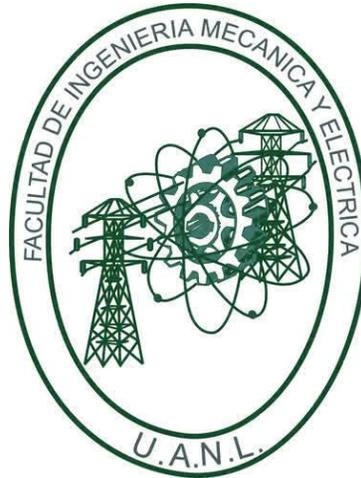
**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE  
DOCTORADO EN CIENCIAS DE LA INGENIERIA AERONÁUTICA  
CON ORIENTACIÓN EN ESTRUCTURAS Y MATERIALES**

**Junio 2023**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**

**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**

**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**TESIS**

**Estudio numérico y experimental de estructuras celulares en  
aplicaciones aeronáuticas**

**POR**

**RICARDO DANIEL PARGA MONTEMAYOR**

**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE**

**DOCTORADO EN CIENCIAS DE LA INGENIERIA AERONÁUTICA**

**CON ORIENTACIÓN EN ESTRUCTURAS Y MATERIALES**

**SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN, MÉXICO**

**Junio, 2023**

# UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN

## Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica

### Posgrado

Los miembros del Comité de Evaluación de Tesis recomendamos que la Tesis "Estudio numérico y experimental de estructuras celulares en aplicaciones aeronáuticas", realizada por el estudiante Ricardo Daniel Parga Montemayor, con número de matrícula 1525693, sea aceptada para su defensa como requisito parcial para obtener el grado de Doctor en Ciencias de la Ingeniería Aeronáutica.

#### El Comité de Evaluación de Tesis

Dr. Luis Arturo Reyes Osorio  
Director

Dr. Luis Alberto López Pavón  
Co-director

Dr. Carlos Garza Rodríguez  
Revisor

Dr. Carlos Antonio Santana Delgado  
Revisor

Dra. Lizangela Guerra Fuentes  
Revisor

Dr. Miguel Fernando Delgado Pámanes  
Revisor

Dr. Roberto Carlos Cabriales Gómez  
Revisor

Vo.Bo?

  
Dr. Simón Martínez Martínez  
Subdirector de Estudios de Posgrado

Institución 190001

Programa 557603

Acta Núm. 333

Ciudad Universitaria, a 02 de octubre de 2023.

## **Dedicatorias**

A mis padres **Nora Leticia Montemayor Cerda** y **Mario Alfonso Parga Camacho** por ser el pilar fundamental en todo lo que soy, en toda mi educación, tanto académica, como de la vida, por su incondicional apoyo perfectamente mantenido a través del tiempo, así como sus consejos y valores los cuales me han llevado a ser la persona que soy en la actualidad.

A mis hermanos: **Mario Alfonso Parga Montemayor**, **Anakaren Leticia Parga Montemayor**, **Héctor Eduardo Parga Montemayor** y **Chabacano** por el apoyo moral que me brindaron en el transcurso de mi posgrado.

A mis amigos, familiares y todas aquellas personas que aportaron a lo largo de este logro para que pudiera concluirlo.

# Agradecimientos

Al **Dr. Luis Arturo Reyes Osorio**, por el apoyo que me ha otorgado durante el desarrollo de esta tesis y su compromiso como director del presente trabajo de investigación.

Al **Dr. Luis Alberto López Pavón**, por el apoyo profesional que siempre me ha brindado y por haber aceptado formar parte de la comisión de esta tesis.

Al **Dr. Hee Young Kim**, por prestarme equipo de su laboratorio, le externo mi más sincero agradecimiento, gracias por brindarme su amable amistad.

Al **Dr. Jesús Gabino Puente Córdova**, por prestarme equipo de su laboratorio, le externo mi más sincero agradecimiento, gracias por brindarme su amable amistad.

A la **Universidad Autónoma de Nuevo León** y a la **Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica**, por abrirme las puertas de sus instalaciones para el desarrollo de esta tesis.

Al **Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT)**, por el financiamiento de la beca brindada a mi persona durante el periodo de realización de esta maestría.

A mi compañero **Edgar Ulises Rojo Rodríguez** por transmitir parte de su conocimiento y aportarme su amistad.

A todos aquellos que contribuyeron directa e indirectamente en este trabajo de tesis.

# Índice

<b>1 Resumen .....</b>	<b>1</b>
1.1 Introducción .....	3
1.2 Justificación.....	6
1.3 Hipótesis.....	6
1.4 Objetivo.....	6
1.4.1 Objetivo General .....	6
1.4.2 Objetivos Específicos.....	7
<b>2 Marco teórico y antecedentes .....</b>	<b>8</b>
2.1 Introducción .....	8
2.2 Estructuras celulares .....	9
2.2.1 Aplicaciones de estructuras auxéticas .....	16
2.2.2 Sándwich panel .....	18
2.2.3 Manufactura aditiva .....	20
2.2.4 Perfil aerodinámico .....	24
2.3 Aleaciones de memoria de forma SMA.....	25
2.3.1 Efecto memoria de forma simple.....	27
2.3.2 Superelasticidad .....	29
2.3.3 Aleaciones Superelásticas .....	30
2.4 Modelos numéricos.....	32
2.4.1 Modelos constitutivos para las SMA.....	33
2.4.2 Modelo Brinson.....	35
2.4.3 Modelo Auricchio .....	36
<b>3 Metodología .....</b>	<b>38</b>
3.1 Introducción .....	38
3.2 Modelado de estructuras.....	39
3.2.1 Celdas unitarias (Quiral-Re-entrante-Panal) .....	39
3.3 Modelado perfil superelástico .....	42
3.3.1 Modelo constitutivo superelástico.....	43
3.3.2 Modelo numérico en perfil .....	46
3.4 Estructuras sándwich viga auxética .....	49
3.4.1 Desarrollo experimental.....	52
3.4.2 Modelo numérico.....	60

<b>4 Resultados y discusión .....</b>	<b>63</b>
4.1 Introducción .....	63
4.2 Resultados perfil superelástico .....	64
4.2.1 Verificación del modelo constitutivo (superelasticidad).....	64
4.2.2 Resultados de modelo numerico estructuras auxéticas .....	67
4.2.3 Análisis de cargas del perfil superelastico (quiral) .....	69
4.2.4 Análisis de cargas del perfil superelástico (re-entrante).....	75
4.2.5 Comparacion de resultados de perfiles de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn .....	81
4.3 Estudio de estructuras sándwich viga auxéticas .....	83
4.3.1 Modelado numérico en estructura sándwich viga panel/re-entrante.....	86
4.3.2 Análisis experimental sándwich viga panel/re-entrante.....	89
4.3.3 Comparación de resultados Experimental vs FEA.....	91
4.4 Discusión de uso de celdas unitarias.....	95
<b>5 Conclusiones.....</b>	<b>97</b>
5.1 Aportación científica .....	99
5.2 Trabajo futuro .....	100
<b>6 Referencias.....</b>	<b>101</b>

# 1 Resumen

A lo largo de la historia aeronáutica se ha buscado obtener materiales y estructuras que satisfagan las altas demandas requeridas, tales como, estructuras ligeras, tiempos cortos de fabricación, precios accesibles, resistencia a esfuerzos considerables, etc. Esto ha llevado a utilizar herramientas de cómputo de vanguardia y técnicas de alta precisión en manufactura aditiva para afrontar las nuevas exigencias del mercado. La presente investigación se divide en dos fases: 1) estudio de perfiles superelásticos y 2) desarrollo de estructuras sándwich auxéticas. Se proponen geometrías de celdas unitarias (quiral, re-entrante y panal) para su evaluación numérica y experimental. En la primera fase de este trabajo se establece un modelo constitutivo para evaluar las propiedades superelásticas de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn, utilizando el modelo fenomenológico de Brinson. El modelo constitutivo se desarrolló en Matlab, asignando las características de la aleación y adaptando las secuencias de transformación de fase del comportamiento superelástico, obteniendo un buen ajuste con respecto a los datos experimentales del comportamiento superelástico. Así mismo, se realizó un estudio comparativo de la aleación Ni-Ti mediante una variante del modelo constitutivo de Auricchio. Las propiedades superelásticas de los modelos constitutivos se implementaron en un modelo numérico utilizando el software Abaqus. Los modelos numéricos constaron de estructuras de núcleos celulares (re-entrante y quiral) embebidos en perfiles aerodinámicos tomando en cuenta las propiedades de las aleaciones Ti-Zr, Ni-Ti y Al, bajo cargas puntuales. Se evaluó la capacidad de actuación de los núcleos celulares, observando su respuesta mecánica bajo diferentes condiciones frontera. Se observó que las estructuras re-entrantes presentan mayor desplazamiento respecto a los demás arreglos celulares.

En la segunda fase de la investigación se desarrollaron estructuras tipo sándwich con núcleo celular (panal, re-entrante) utilizando técnicas de manufactura aditiva mediante el uso de materiales fotosensibles de resina polimérica. Se observó que las estructuras con núcleo de panal soportaron una mayor carga (804 N). La comparativa de resultados numéricos con respecto a ensayos de flexión experimentales mostraron un buen ajuste. Así mismo, se detalla la distribución de esfuerzos, rigidez a flexión y capacidad de absorción de energía de las estructuras. El principal aporte de esta investigación es el desarrollo de modelos predictivos

para la mejora del desempeño de estructuras celulares, destacando la configuración re-entrante en Ti-Zr y la geometría de tipo panal para estructuras sándwich. El comportamiento de apilamiento por módulo de corte de las aleaciones superelásticas, en conjunto con el uso de estructuras de celda re-entrante presenta una mejor característica de carga-desplazamiento. Las estructuras desarrolladas cuentan con un grado de fabricación aceptable, ya que requieren menor cantidad de celdas, generando una mejor distribución de carga a lo largo de la estructura.

## 1.1 Introducción

El uso de geometrías complejas en combinación con materiales inteligentes ha sido de gran interés en la comunidad científica en los últimos años, destacando el uso de las geometrías celulares que son implementadas en componentes aeronáuticos. Las estructuras celulares presentan una gran resistencia a deformación cuando son sometidas a cargas, provocando estiramiento o contracción del material [1]. Las estructuras auxéticas son ampliamente usadas en nuevos dispositivos, especialmente en los campos de actuadores inteligentes, estructuras de geometría variable y dispositivos de implante mínimamente invasivos [2]. Las estructuras celulares cuentan con la particularidad de favorecer el desplazamiento estructural y soporte de cargas aplicadas, debido a su entramado estructural repetitivo de celdas unitarias, generando estructuras inteligentes [3]. Las estructuras más estudiadas son la estructura hexagonal de tipo panal y su variante re-entrante, resaltando su buena resistencia a la deformación y compresión mediante distribución de cargas y flexibilidad estructural [4]. Los factores que entran en juego al usar las celdas auxéticas son el espesor de los ligamentos y el orden en que se disponen las geometrías en la estructura embebida, ya sea en estructuras de tipo perfil aerodinámico o en arreglos tipo sándwich [5-7]. Una de las virtudes que presentan estas geometrías es su actuación activa, la cual consiste en combinar las propiedades mecánicas de la geometría auxética con las propiedades del material [8], denominándolos en la literatura como los materiales inteligentes. Sus propiedades son estimuladas mediante fuerzas externas, tales como cambios de temperatura, esfuerzos variables y longitudes de onda, etc. Por ejemplo, el efecto de superelasticidad que presentan las aleaciones de memoria de forma (SMA, por sus siglas en inglés), y la solidificación de las resinas poliméricas fotosensibles [9].

Las aleaciones con memoria de forma (SMA) son materiales que pueden sufrir grandes deformaciones reversibles bajo ciclos de carga. Estas aleaciones exhiben una transformación en estado sólido de una fase austenítica a fase martensítica, y viceversa. Estas aleaciones presentan dos efectos de especial interés: la capacidad del material para volver a una configuración preestablecida después haber sido plásticamente deformado, mediante un simple calentamiento, este efecto es llamado efecto de memoria de forma (SME, por sus siglas en inglés). El segundo efecto es la capacidad de sufrir una deformación elástica (hasta

8%), recuperable al retirar el esfuerzo, este efecto es llamado superelasticidad (SE, por sus siglas en inglés) [10]. La superelasticidad (SE) es causada por la transformación de fase austenita a martensita impulsada por la tensión aplicada, a diferencia del efecto SME accionado por temperatura. Una de las aleaciones de memoria de forma más usada es la aleación base Ni-Ti, teniendo la particularidad de presentar una deformación completamente recuperable de hasta el 8% a temperatura ambiente. El sistema de aleaciones Ti-Zr (libre de Ni) con efecto superelástico, es de los sistemas más prometedores [11-13], siendo un candidato en la sustitución de la aleación nitinol. Uno de los puntos más atractivos de las aleaciones superelásticas Ti-Zr en comparación con las aleaciones de Ni-Ti es su excelente trabajabilidad que permite una amplia utilización como componentes de formas complejas. A su vez, varios investigadores han desarrollado modelos constitutivos para predecir la respuesta de la memoria de forma, tal ejemplo son los modelos constitutivos de: Tanaka, Brinson y Auricchio. Se asume que el comportamiento del material responde básicamente en función de tres variables: tensión, deformación y temperatura [14-17]. El modelo constitutivo SMA de Brinson incluye la transformación martensita mediante el efecto de demaclado, para predecir propiedades superelásticas y efectos de memoria de forma [18]. La mayoría de los softwares utilizan una variante al modelo de Brinson siendo el modelo de Auricchio el más atractivo cuando se trata de simulaciones de elemento finito [16].

Las estructuras con la configuración de tipo sándwich se abordan en diferentes campos, tales como: aeronáutica, aeroespacial y áreas de la industria de defensa, ya que presentan propiedades atractivas, como alta rigidez estructural, bajo peso, superficies aerodinámicas especializadas, buena resistencia al impacto y excelente capacidad de absorción de energía [17–22]. En este estudio se busca; de las últimas dos propiedades mencionadas, explorar el uso estructuras auxéticas en el núcleo estructural. En la literatura, las estructuras tipo sándwich presentan en su núcleo estructuras de tipo panal y re-entrante mejorando su resistencia mecánica bajo compresión cuasi estática y cargas de impacto dinámico. La estructura auxética re-entrante reporta una mejor resistencia al impacto y absorción de energía respecto a la estructura tipo panal [23].

En los últimos 10 años el uso de técnicas de manufactura aditiva ha presentado un alza en los análisis de diseños y de producción de estructuras tipo sándwich con núcleo celular, siendo

dos los puntos importantes a tratar: la precisión estructural y la reducción de tiempo de producción [24]. La estereolitografía enmascarada (mSLA, por sus siglas en inglés) es una de técnicas de impresión novedosas para la fabricación de piezas complejas en periodos de tiempo cortos, constando de una fuente de luz UV, un módulo LCD, tanque de resina con fondo transparente y la plataforma de impresión. La diferencia en este tipo de máquinas está en la luz UV, la cual es transmitida desde la fuente de luz al chip LCD, y controlada con unos lentes ópticos que regulan el área transmisión, la reducción de luz es el factor que causa la reducción de tiempos de impresión, a su vez, en la alta calidad y la resolución de cada capa de impresión [25-29]. Una de las desventajas respecto este tipo de técnica es el limitado uso de resinas de impresión, dado que, para que funcionen, deben contar material líquido que se solidifica a la exposición de luz UV. Las resinas convencionales se basan en macrómeros de poliacrilato o epoxi que forman de sistemas de cristalización sobre polimerización foto iniciada y reticulación [30]. En los últimos años, se han desarrollado resinas específicas basadas en monómeros de bajo peso molecular para propiedades rígidas y quebradizas. Así como, macrómeros con bajas temperaturas de transición vítrea y pesos moleculares relativamente altos ( $1e^5$  kg/mol). Que permiten la preparación de objetos elastoméricos. [31-34]. Siendo estos, alternativas sólidas para poder enfrentar los retos que presenta la manufactura aditiva. A su vez, se ha explorado ampliamente los análisis numéricos del comportamiento de impacto de baja energía de las estructuras tipo sándwich, como la fuerza de contacto, la absorción de energía y la deformación en la estructura tipo sándwich. Demostrando, que la combinación de estructuras complejas, materiales inteligentes y técnicas de manufactura moderna abren un campo de oportunidad para afrontar los huecos que presentan los materiales y estructuras convencionales [35].

## 1.2 Justificación

La industria aeronáutica y aeroespacial constantemente busca generar nuevas estructuras que sean ligeras, de altas resistencia mecánica, de fácil fabricación y bajo costo. Mediante la generación de modelos numéricos y experimentales con estructuras de celdas unitarias. En combinación de las propiedades superelásticas de aleaciones de Ti y generando muestras de resinas poliméricas. Se busca optimizar las propiedades estructurales/mecánicas que cumplan con los altos estándares de la industria aeronáutica.

## 1.3 Hipótesis

Mediante el uso de estructuras de tipo de celda unitaria (panal, re-entrante, quiral) y propiedades de materiales inteligentes (SME-SE, resinas fotosensibles), es posible mejorar las propiedades mecánicas de las estructuras tipo sándwich y perfiles alares. Desarrollando modelos numéricos y realizando pruebas mecánicas, para el uso predictivo de estructuras en el campo aeronáutico.

## 1.4 Objetivo

### 1.4.1 Objetivo General

Desarrollar modelos numéricos predictivos y ensayos experimentales mediante un análisis de las cualidades de las estructuras con núcleo de celdas unitarias repetitivas (quiral, re-entrante y panal). Este análisis consta de tres fases. En su primera fase se realizan modelos numéricos de perfiles con propiedades superelásticas (perfil superelástico). En una segunda fase, se generarán estructuras tipo sándwich mediante el uso de técnicas de manufactura aditiva y puestas a prueba mediante ensayos de flexión (sándwich viga auxético). Por último, una tercera fase de discusión del uso de las estructuras de celdas unitarias.

#### 1.4.2 Objetivos Específicos

- **Fase 1. Perfil Superelástico.**

- 1) Modelo constitutivo SMA-SE de las aleaciones base Ti-Zr y Ni-Ti (Matlab).
- 2) Modelo numérico de geometría re-entrante de carga única con propiedades SE(Abaqus).
- 3) Modelos numéricos de perfiles alares con propiedades SE y núcleo celular (quiral/re-entrante).
- 4) Comparación de modelos numéricos.

- **Fase 2. Sándwich viga auxético.**

- 1) Realizar un modelo CAD sándwich viga con núcleo celular (panal/re-entrante).
- 2) Manufactura aditiva 3D de sándwich viga (mSLA).
- 3) Curado de muestras impresas (Probetas, Sándwich viga).
- 4) Pruebas mecánicas a las probetas (Ensayo de tensión).
- 5) Pruebas mecánicas de sándwich viga (Ensayo de flexión).
- 6) Modelado numérico sándwich viga panal/re-entrante (Ensayo de flexión).
- 7) Comparación de datos experimentales y simulados.

- **Fase 3. Discusión de celdas unitarias.**

## 2 Marco teórico y antecedentes

### 2.1 Introducción

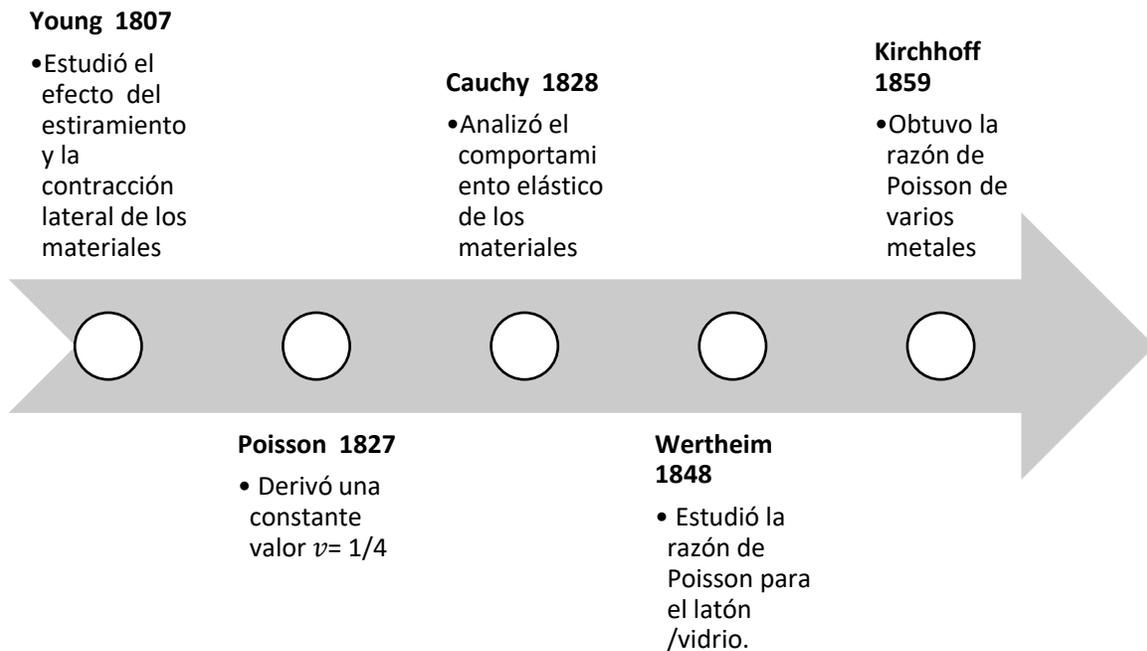
Cuando se desea realizar una serie de proyectos, ya sea en los campos de la ingeniería aeronáutica, aeroespacial, automotriz, biomédico, etc. Se busca contar con materiales y geometrías que cumplan con las exigencias de alto nivel de cada proyecto, mejorando sus características mecánicas, reduciendo el peso, los costos, deformación estructural, etc. El primer paso que suele abordarse en el diseño de proyectos es en el tipo de estructura que se va a emplear. Esta investigación se utilizaron geometrías de celdas unitarias tales como: las estructuras tipo rejilla comúnmente para uso de soporte, a su vez, las estructuras hexagonales tipo panal o si variante re-entrante son ampliamente usadas, ya que presentan características de absorción o distribución de esfuerzos. Otro buen ejemplo son las geometrías quirales, usadas en específico en distribución de esfuerzos y desplazamientos de geometrías (geometría variable).

El segundo paso es el tipo de material a usar, para esta investigación, se destaca el uso de materiales inteligentes como las aleaciones de memoria de forma y las resinas poliméricas fotosensibles. Y un tercer paso, es la fabricación o implementación de dichas estructuras y material, mediante las técnicas de manufactura aditiva (mSLA) y la creación de modelos numéricos predictivos, en la implementación de estructuras tipo sándwich y perfiles aerodinámicos que cuentan en su núcleo estructuras auxéticas. Los cuales se explicarán en esta sección en extenso detalle cada una de sus características y usos.

## 2.2 Estructuras celulares

Partiendo de las investigaciones de estiramiento y contracción de los materiales publicados por Young en 1807, hasta los análisis a profundidad de los parámetros del módulo de Young (E) y el módulo cortante (G), por Kirchhoff en 1859, la cual destaca la razón de Poisson ( $\nu$ ) de varios metales usando la ecuación 2.1, como se muestra en la línea del tiempo de la Fig. 2.1. Este compendio de investigaciones del análisis de la razón de Poisson para varios materiales, conforman las bases de la individualidad de parámetros para cada uno de los materiales, denotando que no es una constante como antes se estipulaba.

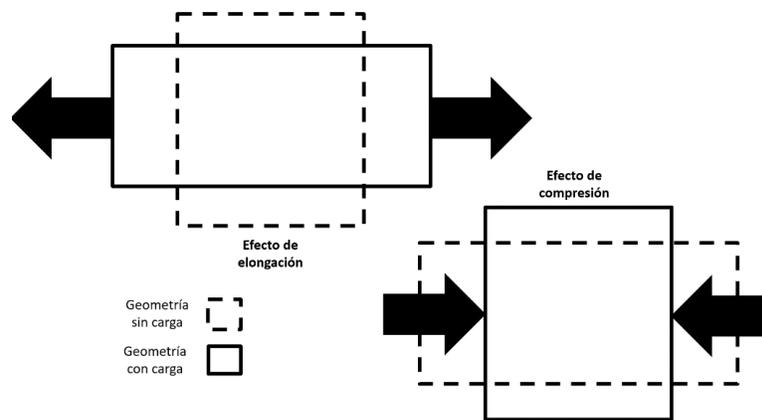
$$\frac{E}{G} = 2(1 + \nu) \quad \text{Ec. 2.1.}$$



**Figura 2.1.-** Línea del tiempo razón de Poisson

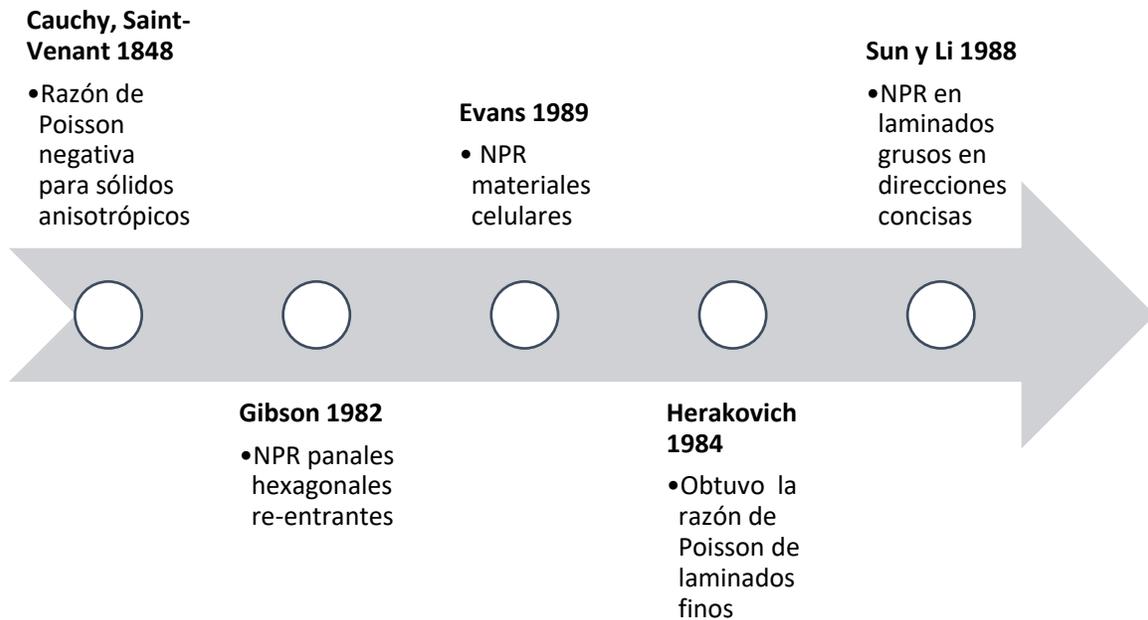
Un material presenta una deformación, elongación o una compresión, bajo el efecto de una carga aplicada. Estos comportamientos son características mecánicas únicas, presentes en cada uno de los materiales, la relación de estas deformaciones es llamada razón de Poisson ( $\nu$ ). En la Fig. 2.2 se muestra el comportamiento de la razón de Poisson. La razón de Poisson es una constante elástica que se define como la relación negativa de la deformación transversal y la deformación axial (longitudinal) en la dirección de la carga, como se muestra en la siguiente fórmula Ec. 2.2:

$$\nu = - \frac{\epsilon_{\text{transversal}}}{\epsilon_{\text{longitudinal}}} \quad \text{Ec 2.2}$$



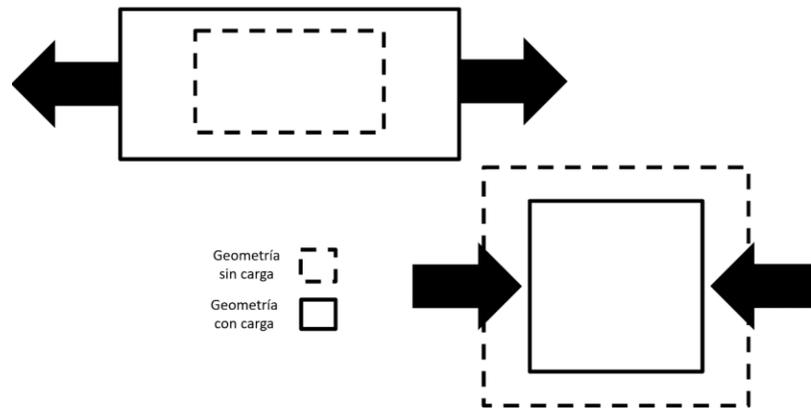
**Figura 2.2.-** Deformación de geometría 2D bajo carga para efecto de la razón de Poisson [36].

En 1848 Cauchy y Saint-Venant mencionan ser los primeros en presentar una variante de la razón de Poisson, la cual tendrían un efecto inverso (negativa) en sólidos anisotrópicos. Utilizando los teoremas de elasticidad y las limitantes termodinámicas de la ley constitutiva de los sólidos elásticos, expusieron el rango de la razón de Poisson como  $-1 \leq \nu \leq 0.5$ . Se mantuvieron en pausa la investigación de los materiales de razón de Poisson negativos hasta llegar a la década de los años ochenta del siglo pasado, mediante análisis experimental o por simulación computacional. Resaltando los análisis de las estructuras tipo panales/re-entrantes de Gibson en 1982, e investigaciones de materiales celulares por Evans 1989. Por mencionar algunos análisis de razón de Poisson negativos (NPR, por sus siglas en inglés), descrita en la siguiente línea del tiempo Fig. 2.3.



**Figura 2.3.-** Línea del tiempo de la razón de Poisson negativos.

Los materiales isotrópicos convencionales presentan una razón de Poisson positiva, a diferencia de los materiales anisotrópicos, los cuales presentan variación en sus propiedades dependiendo de su dirección estructural. Un material con razón de Poisson negativa tiene la peculiaridad de una expansión o compresión en todas las direcciones respecto a la carga aplicada, como se puede apreciar en la Fig. 2.4. En 1991 Evans, enunció en sus investigaciones que todos los materiales y estructuras que presenten la razón de Poisson negativos serían llamados materiales auxiliares o auxéticos.



**Figura 2.4.-** Deformación de geometría bajo carga para efectos negativos de la razón de Poisson [36].

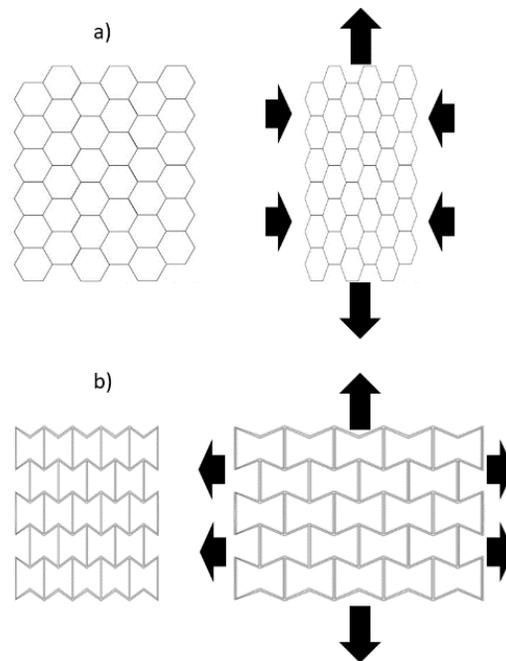
Los orígenes del uso del término auxética se remonta hasta la época de los griegos por la palabra "auxetikos" que significa "aquello que tiende a aumentar", y se basa a su vez en el término "auxesis", que es un sustantivo que toma el significado de "incrementar". En la actualidad llevan ese nombre las estructuras que presentan un aglomeramiento de la masa por estiramiento bajo cargas externas, este tipo de estructuras auxéticas pueden presentar en más de una dirección el efecto NPR.

Las estructuras auxéticas poseen propiedades de alto interés en relación con las estructuras de repetitivas convencionales. Las cuales son:

- Alto módulo de corte y de resistencia al corte.
- Buena resistencia a la indentación.
- Forma sinclástica bajo momento de flexión.
- Alta resistencia a la fractura.
- Excelente transmisión acústica y electromagnética.

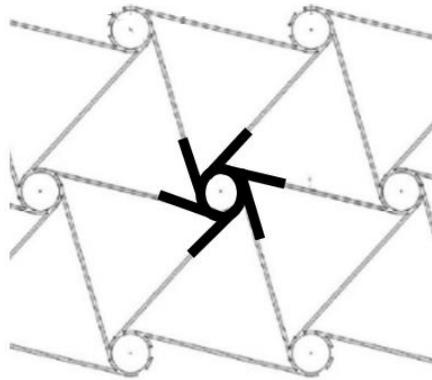
Las estructuras de celdas con arreglos repetitivos, que presentan la razón de Poisson pueden ser aplicadas en geometrías hexagonales, ver la Fig. 2.5. La geometría predominante en las investigaciones es la estructura tipo panel, la cual presenta una deformación mediante los ligamentos articulados que forman una malla o red en unión en cada una de sus celdas unitarias. Las estructuras tipo panel (Fig. 2.5 a) bajo una carga de compresión se presenta una elongación respecto al eje “Y” y se contraen inversamente proporcional en el eje “X”, dando como resultado una estructura con razón de Poisson positiva.

En caso contrario se presenta una de las variantes de la estructura panel, la denominada estructura re-entrante, como en el caso anterior se parte de una estructura en estado base, pero esta vez, se le aplica una carga de extensión, ver la Fig. 2.5 b). Los ligamentos presentan un desplazamiento hacia todas las direcciones, mostrando un comportamiento de crecimiento o expansión estructural, dando por resultado el efecto auxético.



**Figura 2.5.-** Deformación de mallas sometida a esfuerzo de tracción panel a) y re-entrante b) [37].

Otra clase de estructuras que se han desarrollado para las redes auxéticas son las llamadas celdas quirales. Como se muestra en la Fig. 2.6, en este tipo de geometrías, la celda quiral básica (resaltada en negro) se presenta partiendo de un nodo central con ligamentos que se unen a otros nodos, generando un entramado, dichos centros (nodos) pueden variar su forma desde circulares hasta geometrías poco usuales como estrellas, por dar un ejemplo. El comportamiento auxético se presenta; envolviendo o desenrollando los ligamentos alrededor de los nodos en respuesta a las fuerzas aplicadas. Este tipo de arreglos se encuentra en la literatura abordados mayormente mediante estudios de modelos matemáticos. La razón de Poisson de la celda quiral bajo deformaciones planas es alrededor de -1. A comparación de otras estructuras auxéticas, este tipo de arreglos tiene la ventaja de mantener un alto efecto auxético sobre un rango significativo de deformaciones.



**Figura 2.6.-** Estructuras quirales [39].

Las principales ventajas que presentan los materiales y estructuras que tiene una alta razón de Poisson negativa son: un mayor módulo de corte, mayor resistencia a la indentación, mayor tenacidad a la fractura y mayor absorción de energía. Teniendo en cuenta el uso de estas ventajas, pueden abordarse para mejorar el rendimiento estructural de materiales convencionales. En la teoría de elasticidad, el comportamiento elástico del material se expresa mediante cuatro constantes:

- **El módulo de Young (E):** Constante elástica dependiente del cociente entre la tensión y deformación resultante en un material sometido a un ensayo a tracción.
- **El módulo de corte (G):** Caracteriza el cambio de forma que experimenta un material elástico cuando se aplican esfuerzos cortantes.
- **El módulo de masa (K):** Mide la resistencia de un material a compresión uniforme y, por tanto, indica el aumento de presión requerido para causar una disminución unitaria de volumen.
- **La razón de Poisson ( $\nu$ ):** Razón negativa de la deformación transversal y la deformación axial en la dirección de la carga.

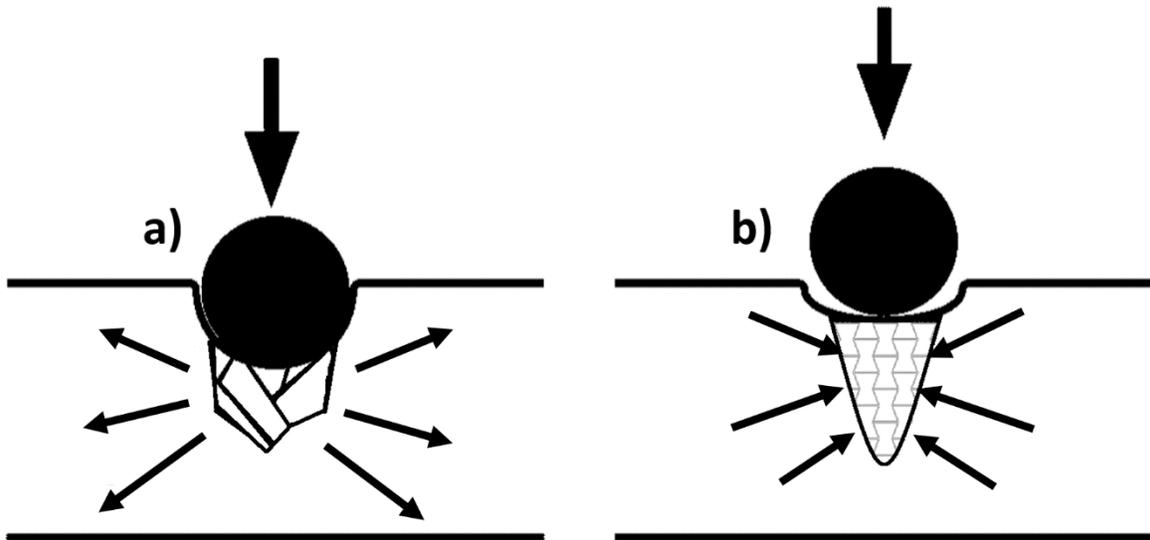
Estas 4 constantes están estrechamente relacionadas, cuando se trata de materiales isotrópicos se describe mediante la Ec. 2.3.

$$K = \frac{E}{3}(1 - 2\nu) \quad \text{Ec. 2.3}$$

Los materiales presentan un mayor módulo de Young respecto al módulo de corte. Al tener un cambio de fase microestructural, se busca que el módulo elástico permanezca fijo mientras que la razón de Poisson es flexible, dando como resultados el poder disminuir la razón de Poisson a parámetros negativos, alterando el módulo de corte generando materiales altamente resistentes ante la falla que, a su vez, no presenten dificultad de deformación.

Implementando este concepto de la alteración del resultado de las propiedades de los módulos, jugando con la razón de Poisson negativa. La dureza aumenta en estructuras tipo auxéticas, en otras palabras, si una estructura o material se le aplica una carga puntual, dicha carga desplazaría la masa de un objeto convencional. Por otra parte, las geometrías auxéticas concentran su masa en contra dicha carga, generando una resistencia que se toma como negativa, como se observa Fig. 2.7. Esto crea un área de material más denso que es más resistente a la indentación [36-38]. La resistencia a la indentación o dureza de un material isotrópico es proporcional a  $E/(1 - \nu^2)$  cuando la carga aplicada se distribuye uniformemente. El rango de  $\nu$  para los materiales isotrópicos 3D es de -1 a 0.5. Así, el término  $(1 - \nu^2)$  se aproximará a 0 cuando  $\nu$  se aproxima a -1. Dando como resultado el aumento sin límites de

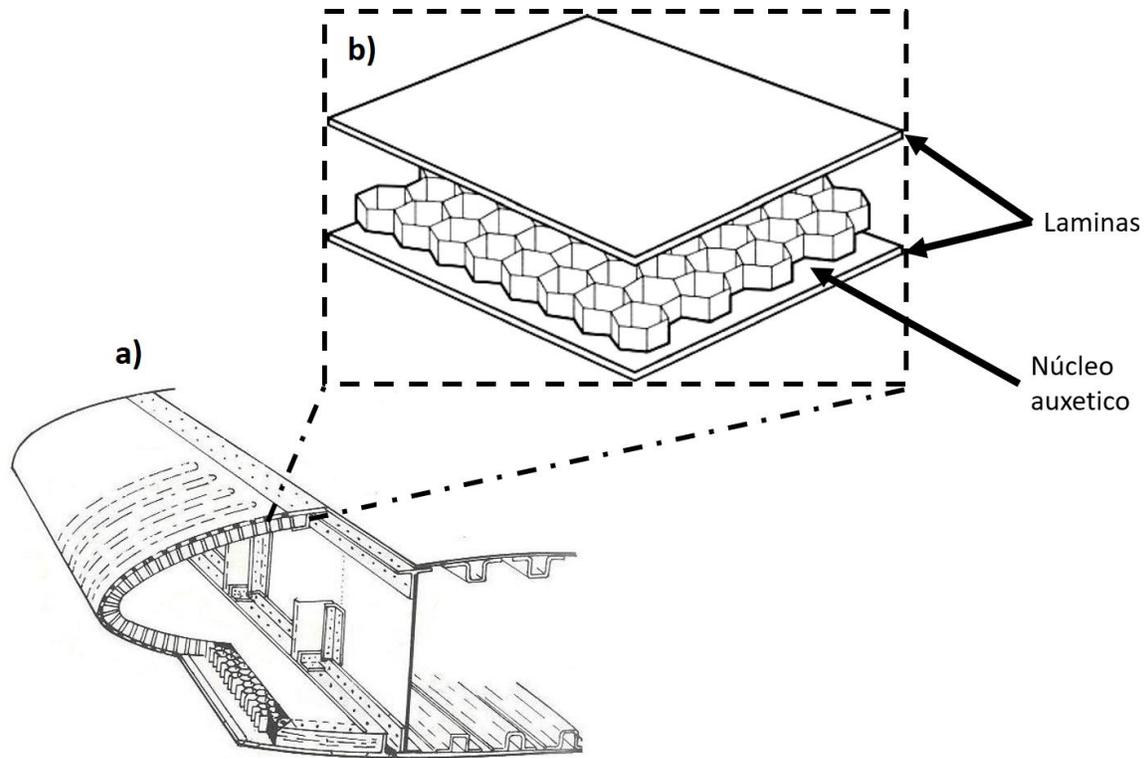
la indentación, cuando se tiene un material isotrópico con valores de módulo de elasticidad constante, pero con mayor número de NPR [36-40].



**Figura 2.7.-** Resistencia a la indentación, material convencional a) y material auxético b).  
[40].

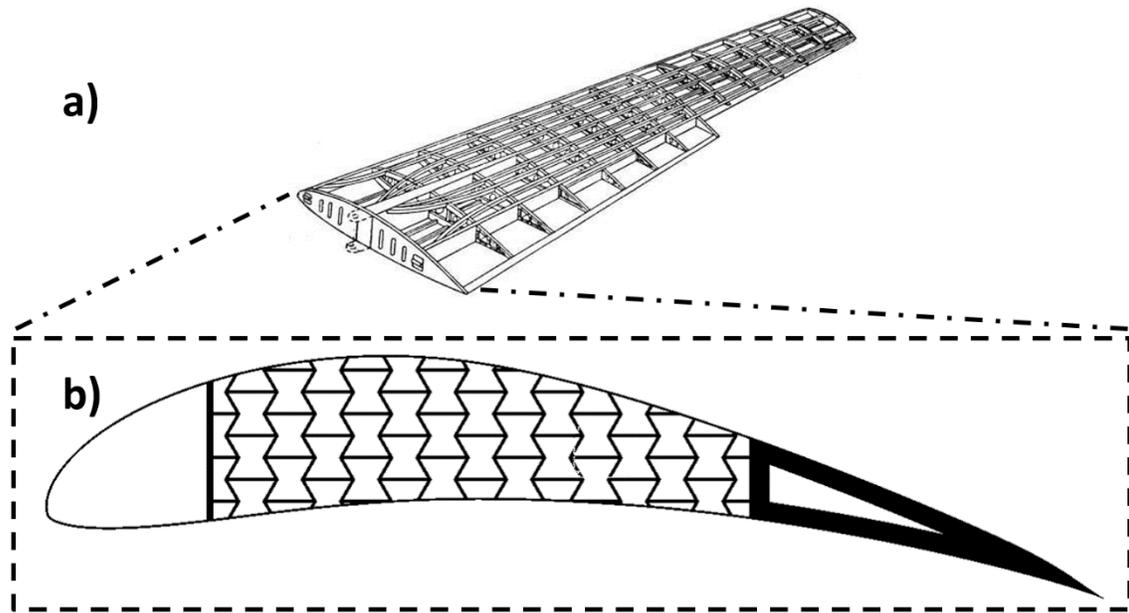
### 2.2.1 Aplicaciones de estructuras auxéticas

Debido a sus propiedades únicas, las estructuras auxéticas presentan un potencial de uso en diferentes campos y diferentes tipos de sistemas estructurales, tales como las estructuras tipo sándwich o en los núcleos de los perfiles aerodinámicos. Las estructuras tipo sándwich de núcleos auxéticos, han sido ampliamente estudiadas en el campo aeronáutico, específicamente en el fuselaje de aeronaves, como se ejemplifica en la Fig. 2.8 a). Estas estructuras utilizan la distribución de esfuerzos mediante geometrías tipo malla y materiales de bajo peso, como lo son los polímeros, creando paneles con núcleo celular (panal), Fig. 2.8 b), lo que favorece la absorción de energía y una distribución de cargas uniforme [41-43].



**Figura 2.8.-** Estructura tipo sándwich.

Las estructuras auxéticas presentan el potencial uso en estructuras complejas como perfiles alares o estructuras en la industria aeronáutica y aeroespacial, ver Fig. 2.9 a). La alta rigidez presente en las estructuras auxéticas en comparación a estructuras convencionales hace que sean deseables en el diseño de alas y fuselajes [43], ver Fig. 2.9 b). Partiendo de la geometría de un perfil, cuyo núcleo se constituye por celdas repetitivas, se genera una costilla de ala y se obtiene un sistema de ala cambiante (morphing wing), la cual presenta una mejor absorción de cargas y distribución de esfuerzo [44,45]. La industria aeronáutica se encuentra plagada del uso de estructuras con geometrías triangulares debido a su rigidez y estabilidad, por esta razón, está en constante desarrollo un amplio campo de investigación donde se abordan diferentes tipos de diseños de geometrías desde la perspectiva del máximo rendimiento. Las propiedades de las estructuras auxéticas podrían conducir a obtener un mejor desempeño en todos los aspectos posibles [44,45].



**Figura 2.9.-** Estructura tipo perfil alar.

### 2.2.2 Sándwich panel

Los paneles tipo sándwich (Fig. 2.8 b) están constituidos por dos caras o láminas externas que envuelven el núcleo. El núcleo puede ser de un material continuo o una serie de estructuras huecas, las cuales tiene la función de amortiguamiento y aligerar el peso de la estructura. Las estructuras tipo sándwich convencionales presentan mayor resistencia a la carga en sus caras exteriores y también cualquier esfuerzo de flexión transversal. Al momento de diseñar una estructura tipo sándwich se debe considerar lo siguiente:

- **Resistencia:** Los núcleos de panal y algunos materiales de revestimiento son direccionales con respecto a las propiedades mecánicas y se debe tener cuidado para garantizar que los materiales estén orientados en el panel para aprovechar al máximo este atributo.
- **Rigidez:** Las estructuras tipo sándwich se utilizan con frecuencia para maximizar la rigidez con pesos muy bajos. Sin embargo, debido al módulo de corte relativamente bajo de la mayoría de los materiales del núcleo, los cálculos de deflexión deben permitir la deflexión por el módulo de corte de la estructura, además de las deflexiones por flexión generalmente consideradas.

- **Rendimiento del adhesivo:** El adhesivo debe adherir rígidamente los revestimientos al material del núcleo para que las cargas se transmitan de un frente a otro. Los adhesivos adecuados incluyen materiales de alto módulo y alta resistencia, disponibles como líquidos, pastas o películas secas. Como regla general, nunca se debe usar un adhesivo de baja resistencia al desprendimiento o relativamente quebradizo con estructuras tipo sándwich muy livianas que puedan estar sujetas a abuso o daño durante el almacenamiento, la manipulación o el servicio.
- **Tamaño de celda:** Un tamaño de celda grande es la opción de menor costo. Un tamaño de celda pequeño dará una apariencia de superficie mejorada y proporcionará un área de unión mayor, pero a un costo más alto.
- **Forma de celda:** Normalmente, se suministran con formas de celda panel, o su variante re-entrante lo que nos proporcionan diferentes resultados dependiendo la geometría de la celda.

Generalmente, los defectos o daños que surgen en las estructuras panel tipo sándwich se deben a problemas en las láminas, defectos del núcleo o a la delaminación en el núcleo y las láminas superiores e inferiores. Los daños frecuentes que se pueden presentar una estructura tipo sándwich se enumeran a continuación:

- **Desunión de la estructura alveolar:** En este tipo de defecto de la estructura alveolar, el contacto entre las láminas que lo recubren y el núcleo alveolar se corta y posterior a ello en esa posición la sección se debilita y hay una distribución de frecuencia irregular que finalmente da como resultado una grieta en la estructura. Esto generalmente ocurre debido al pandeo intracelular o al pandeo del panel.
- **Delaminación en estructura de panel:** Este tipo de defecto se produce debido al cambio en las condiciones de temperatura y la carga de impacto en un punto específico. La compresión local puede provocar la delaminación de la lámina delgada o el contacto adhesivo entre el núcleo y el adhesivo.
- **Aplastamiento del núcleo en la estructura alveolar:** En este tipo de daño en la estructura alveolar, el impacto repentino puede resultar en que la parte interna del panel se dañe al aplastarse en algunas partes. La deflexión máxima, la compresión

local y la formación de arrugas por módulo de corte pueden provocar el aplastamiento del núcleo.

Las propiedades que presentan la combinación de estructuras auxéticas embebidas en “sándwich panel” exhiben un buen comportamiento mediante análisis computacionales. Sin embargo, al momento de pasar a desarrollos experimentales se presentan un gran reto en la elaboración de estructuras complejas, para obtener como resultado las propiedades de los materiales y a su vez, tener una integridad estructural repetitiva con los métodos de fabricación convencionales, lo que conlleva a tener contadas aplicaciones y usos reales de estructuras complejas. Por lo tanto, es necesario desarrollar un método fiable de fabricación y replicación de estructuras complejas, permitiendo así la evaluación de ensayos o prototipados en comparación con los métodos numéricos. Una alternativa a este problema es utilizar las técnicas de impresión de manufactura aditiva que se describen a continuación.

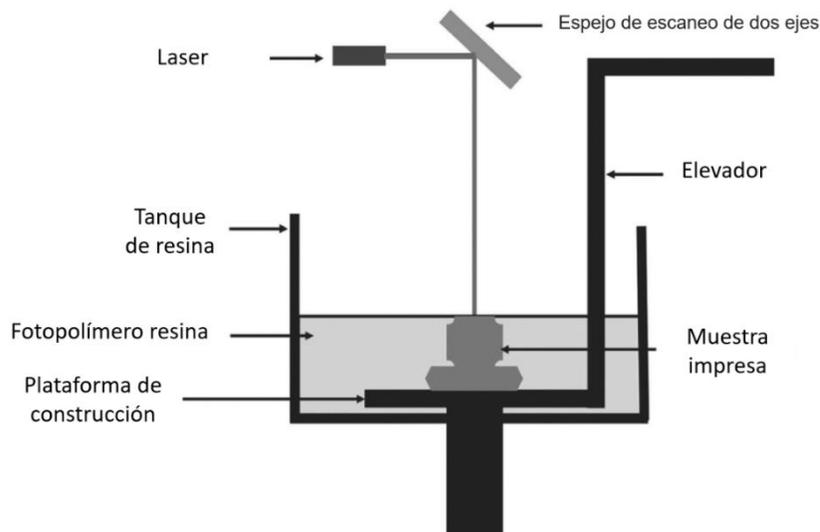
### 2.2.3 Manufactura aditiva

La manufactura aditiva (MA), también conocida como impresión 3D, es un proceso de creación de estructuras mediante la fundición de materiales en secciones de capas o planos. En esta técnica se pueden emplear todo tipo de materiales, destacando los metales, cerámicos y poliméricos. Existen 7 categorías o procesos diferentes por los cuales se pueden obtener piezas por manufactura aditiva:

1. Fusión por lecho de polvo.
2. Inyección de aglutinante.
3. Extrusión.
4. Inyección de material.
5. Deposición de energía dirigida.
6. Laminación por capas.
7. Fotopolimerización en tanque.

Este estudio se enfoca en las técnicas de fotopolimerización en un tanque, la más utilizada y la que presenta mejor resultados de impresión en la literatura es la llamada técnica SLA.

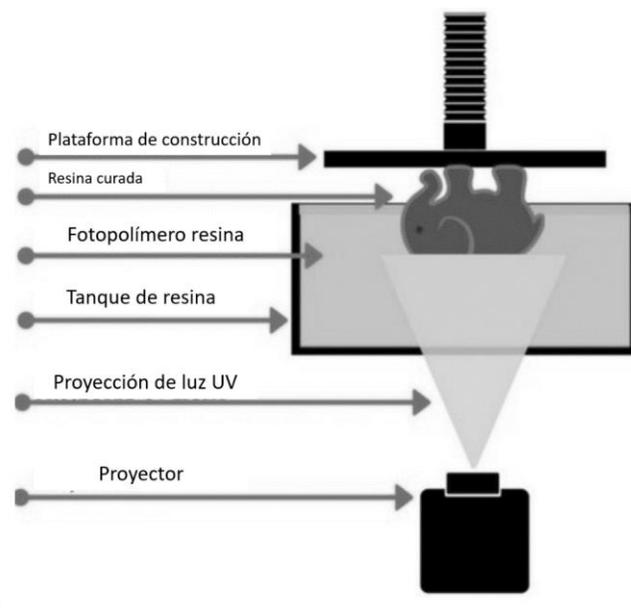
La impresión mediante estereolitografía (SLA, por sus siglas en inglés) es una técnica de impresión 3D de resina que convierte un líquido fotosensible en una pieza 3D sólida. Los métodos SLA han encontrado aplicaciones en el desarrollo de estructuras auxéticas 3D hechas de un fotopolímero líquido [46]. SLA es una de las primeras técnicas de MA que se conceptualiza y es una de las principales técnicas de fabricación que se utilizan en la actualidad. Las impresoras 3D SLA consisten en un tanque con una resina líquida de fotopolímero. El láser apunta hacia el fotopolímero y la primera capa de la impresión se dibuja en la resina. La solidificación de la resina líquida se observa dondequiera que golpee el láser. El láser se dirige a las coordenadas apropiadas utilizando un espejo X-Y controlado por computadora. A diferencia de otras técnicas de MA que comienzan desde la capa inferior, la mayoría de las impresoras SLA comienzan al revés, es decir, el láser apunta hacia la plataforma de construcción. Por lo tanto, una vez fabricada la capa, la plataforma se mueve hacia arriba una distancia igual al espesor de capa de la estructura y se imprimen las capas subsiguientes. El proceso se repite hasta que se fabrica toda la pieza. La Fig. 2.10 muestra este proceso. La técnica de procesamiento de luz digital (DLP, por sus siglas en inglés) es una extensión de la técnica SLA, donde se utiliza una pantalla de proyector digital para mostrar una sola imagen de cada capa en toda la plataforma. Por lo tanto, la resolución de una impresora DLP corresponde al tamaño de píxel de la imagen en contraposición al tamaño del punto del láser para las impresoras SLA.



**Figura 2.10.-** Representación de proceso SLA [46].

La impresión 3D SLA ofrece la fabricación de las piezas 3D más precisas e intrincadas con un acabado superficial extremadamente bueno. Esta técnica proporciona las tolerancias geométricas más estrictas entre todas las demás técnicas de fabricación y a diferencia de otras técnicas de MA, la SLA puede producir piezas suficientemente grandes sin comprometer la precisión de las piezas. Sin embargo, el proceso parece llevar mucho tiempo y requiere estructuras de soporte para evitar roturas durante la impresión o el curado. Además, la impresión SLA 3D está limitada en términos de uso comercial por la falta de disponibilidad de una variedad de materiales y los altos costos de impresión.

Tomando en cuenta los grandes tiempos de fabricación, se tiene una alternativa llamada estereolitografía enmascarada (mSLA), ver la Fig. 2.11. Esta presenta, al igual que las máquinas de principio SLA, una fuente de luz UV, un módulo LCD, lentes de zoom y proyección, el tanque de resina con fondo transparente y la plataforma de impresión. La diferencia en este tipo de máquinas está en la luz UV, la cual es transmitida desde la fuente de luz al chip LCD y controlada con unos lentes ópticos que regulan el área transmisión, la reducción de luz es el factor que causa la reducción de tiempos de impresión a su vez, en la calidad y la resolución de cada capa de impresión [26-30].



**Figura. 2.11.-** Proceso de impresión mSLA 3D. [26].

Como anteriormente se mencionó, una de las desventajas es el limitado uso de resinas de impresión, dado que para que funcionen, deben contar con material líquido que se solidifica a la exposición de luz UV. Las resinas convencionales en el mercado se basan en macrómeros de poliacrilato o epoxi [31]. En los últimos años, se han desarrollado resinas específicas basadas en monómeros de bajo peso molecular para propiedades rígidas y macrómeros con bajas temperaturas de transición vítrea y pesos moleculares relativamente altos ( $1e^5$  kg/mol) que permitan la preparación de objetos elastoméricos [32-34], excelente para poder realizar las impresiones tipo sándwich.

Las ventajas ofrecidas por la impresión SLA ayudan a la producción de estructuras auxéticas novedosas y de alta calidad con una reducción de peso y tiempo significativo en comparación con las estructuras auxéticas regulares [1]. En la Tabla 2.1 se muestran algunos de los ejemplos del uso de la técnica de impresión SLA con las geometrías auxéticas.

**Tabla 2.1.-** Ventajas de la impresión de estructuras auxéticas mediante SLA.

<b>Auxética SLA</b>	<b>Ventajas</b>	<b>Referencias</b>
Re-entrante	NPR más grandes y factores de concentración de tensión más bajos.	[47]
Re-entrante	Poder de impresión mediante poli-dimetilsiloxano.	[48]
Poliuretano Auxético sin costuras.	Creación de stents óseos intramedulares.	[49]
Estructuras anti-quiral y Re-entrante.	Fabricación de stents intravasculares.	[50]
Re-entrante 3D	Propiedades mecánicas y estructuras auxéticas superiores en comparación de otras fabricaciones tradicionales.	[51]
Metamateriales 3D auxética	Propiedades superiores mediante la técnica SLA Para sistemas más pequeños, estas estructuras basadas en SLA pueden proporcionar un efecto amortiguador en caso de impacto.	[52, 53] [54]

#### 2.2.4 Perfil aerodinámico

En el campo de la aeronáutica, los perfiles aerodinámicos pueden ser llamados perfil alar o simplemente perfil, dichos perfiles presentan la particularidad estructural de desplazar el aire o el medio en que estén involucrados, generando una variación de presiones en la superficie estructural, obteniendo el llamado efecto de sustentación. Una característica que presentan estos perfiles es la llamada "morphing wing". El "morphing" o ala cambiante es un conjunto de tecnologías que aumentan el rendimiento de un vehículo mediante la manipulación de ciertas características para adaptar mejor el estado del vehículo al entorno y la tarea en cuestión [55]. En un sentido más amplio, el uso de superficies aerodinámicas continuamente deformables, sin la presencia de controles de superficie y/o dispositivos de gran sustentación.

Los métodos para generar variaciones en la curvatura del perfil, tanto en la cuerda como en la envergadura, se investigan particularmente con el objetivo de controlar el rendimiento aero-elástico y estructural de las alas y las palas en respuesta a las condiciones de vuelo cambiantes. Se presentan a continuación tres conceptos utilizados en el campo:

- El 'concepto de costilla de cinturón' (belt rib concept) [56] propuesto por DLR (Federal Republic of Germany's research centre for aeronautics and space) en Alemania representa una solución de diseño interesante entre los diseños propuestos en el campo de la tecnología de alas adaptativas.
- El llamado "concepto de dedo" (finger concept) [57], donde el perfil aerodinámico se compone de una nervadura flexible hecha de elementos separados en forma de placa conectados a través de juntas giratorias.
- El concepto de núcleo auxético, donde al combinar las características auxéticas y estructuras alares genera mecanismos de transformación inteligentes, proporcionando la flexibilidad requerida para la transformación del perfil aerodinámico, al tiempo que se preserva la integridad estructural del componente del ala.

Este tipo de arreglo de núcleo auxético, ver la Fig. 2.9, genera estructuras aerodinámicas livianas y replica los diseños de abeto reticulado y costillas de metal, ampliamente utilizados desde antes de la década de 1920, especialmente para planeadores o construcciones de ala de alta relación de aspecto [58]. A la par, favoreciendo la razón de Poisson negativo mediante

estructuras tipo panal [41]. En los paneles el comportamiento debido a la razón de Poisson negativa implica un efecto geométrico de rigidez, lo que conduce a una mayor resistencia a la indentación en el plano, módulo de corte y resistencia a la compresión [41-43]. El comportamiento auxético también conduce a una característica de curvatura sinclástica, que es extremadamente útil en la fabricación de capas sándwich curvas [42]. Utilizando la estructura tipo quiral, como se mencionó en secciones anteriores, se presenta una composición estructural por elementos circulares (nodos) de igual radio unidos por ligamentos rectos (costillas), que son tangentes a los nodos (Fig. 2.4). El mecanismo de deformación en el plano lo proporciona la rotación de los nodos, lo que conduce a la flexión y deformación axial de los ligamentos adjuntos, obteniendo una geometría variable [59].

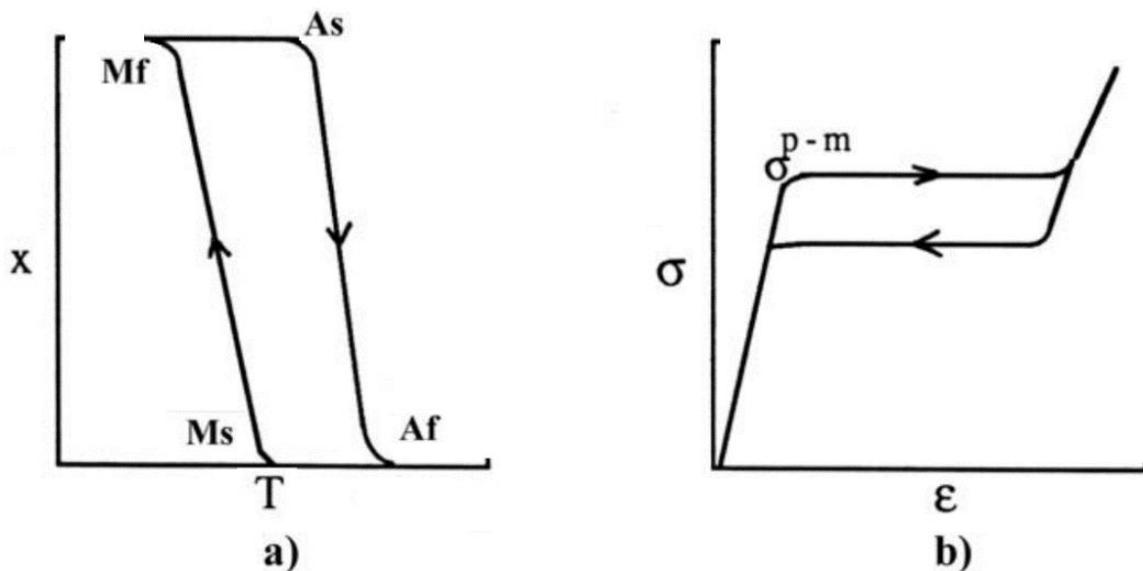
Se han propuesto soluciones respecto al diseño y el mecanismo de estructuras de ala cambiante, tales como: las investigaciones de envergadura variable propuestas por Bae y Tranker [60, 61] y la forma guía flexible sin bisagras accionada por aleaciones con memoria y bordes posteriores por Kudva y Anderson [62, 63]. Lo que nos lleva a la siguiente sección: utilizar las propiedades de las aleaciones SMA en combinación de los perfiles alares.

### 2.3 Aleaciones de memoria de forma SMA

Las aleaciones con memoria de forma (SMA) tienen la particularidad que, al aplicarle una fuerza se genera una deformación aparentemente plástica, si se le suministra una fuente de calor o se deja de aplicar un esfuerzo externo, recuperan su forma original. La deformación máxima recuperable después de un calentamiento reportado es del casi del 10%, el nitinol y las aleaciones base Ti-Ni puede llegar a obtener esa recuperación anteriormente mencionada. Los dos efectos que suceden en el reordenamiento de la deformación de las aleaciones SMA son llamados memoria de forma térmica (o efecto memoria de forma) y memoria de forma elástica (o superelasticidad) respectivamente, estos efectos se rigen por los cambios de fase llamada transformación martensítica termoplástica.

En un principio el término martensita describe una sección en la capa superficial microscópica de aceros después de un proceso de templado, la fase cúbica centrada en las caras (FCC) denominada austenita, pasa a una fase tetragonal centrada en el cuerpo, llamada martensita, mediante una transformación de estado sólido denominada transformación

martensítica. En la actualidad el término fue evolucionando en el uso de materiales como aleaciones no férricas, metales puros, cerámicos, minerales, compuestos inorgánicos, etc. Que presentan este comportamiento martensítico [64, 65]. Las transformaciones martensíticas se presentan en un rango de temperaturas específicas, parten de un estado de alta temperatura (austenítico) a un estado de menor temperatura (martensítico). Se presentan dos series de caminos, partiendo de las temperaturas  $M_s$  (temperatura de inicio de transformación martensítica), y finalizando en las temperaturas  $M_f$  (temperatura final de transformación martensítica). Llegando a un punto de totalmente martensita ( $T < M_f$ ), al suministrar una fuente de calor externa se accionará el segundo camino, siendo una transformación inversa, la temperatura  $A_s$  a la cual empieza la formación de reestructuración (temperatura de inicio de transformación austeníticas) hasta la reintegración estructural del proceso austenita  $A_f$  (temperatura final de transformación austenita). Generando un rango de separación de fases siendo el llamado histéresis térmica, ver la Fig. 2.12 [66]. Existen una serie de factores que alteran las temperaturas de transformación, tales como, la composición de la aleación, lo que resulta en la generación aleaciones con suma precisión para tener un debido control de fases. [67,68]. Esto se hablará más a detalle en la sección del Ni-Ti.



**Figura 2.12.-** Transformación de los SMA en función de la temperatura a) y esfuerzos b) [67].

Las aleaciones binarias de base Ni-Ti presentan una serie de fases tales como: La fase austenita (B2) y varios tipos de martensita, destacando la fase R, una fase monoclinica (B19') y una ortorrómbica (B19). A continuación, en la Tabla 2.2 se realiza una breve descripción.

**Tabla 2.2.-** Fases de aleación NiTi.

<b>Fase</b>	<b>Presencia</b>	<b>Sistema cristalino</b>	<b>Composición</b>
<b>Austenita</b>			
B2	Fase austenita	Cúbica simple	Equiatómica.
<b>Martensita</b>			
R (pre-martensita)	Estructura martensítica, distorsión ortorrómbica de la malla cúbica (B2).	Hexagonal	Equiatómica.
B19'	Fase martensítica aleaciones binarias.	Monoclinica	Equiatómica.
B19	Fase martensítica aparece en sistemas ternarios.	Ortorrómbica	Equiatómica.

### 2.3.1 Efecto memoria de forma simple

El efecto memoria de forma (o efecto memoria de forma simple) es una de las propiedades de los materiales con memoria de forma y consiste en que estos materiales pueden recuperar su forma original después de haber sido deformados, con el simple hecho de ser calentados. Este efecto se produce gracias a la existencia de una transformación martensítica. Ver Fig. 2.13.

1. Partiendo de una temperatura alta (por encima de la  $A_f$ ) en donde el material se encuentra en fase austenita y sin fuerzas externas aplicadas en él, disminuyendo la temperatura (por debajo de la  $M_f$ ). Se tiene un cambio de fase micro estructural de austenita a martensita sin alteraciones macroscópicas. Fig. 2.13 a).
2. En fase martensita se aplica una carga para deformar al material hasta cierto valor, esta carga reorienta las variantes de la fase martensita hacia una orientación

preferencial, generando un cambio macroscópico en donde predomina una dirección planar de la martensita. Fig. 2.13 b).

3. A continuación, la carga se deja de ser aplicada quedando una deformación residual. Fig. 2.13 c).
4. Por último, la aleación recupera su forma original mediante la elevación de la temperatura por encima de  $A_f$ . Fig. 2.13 d).

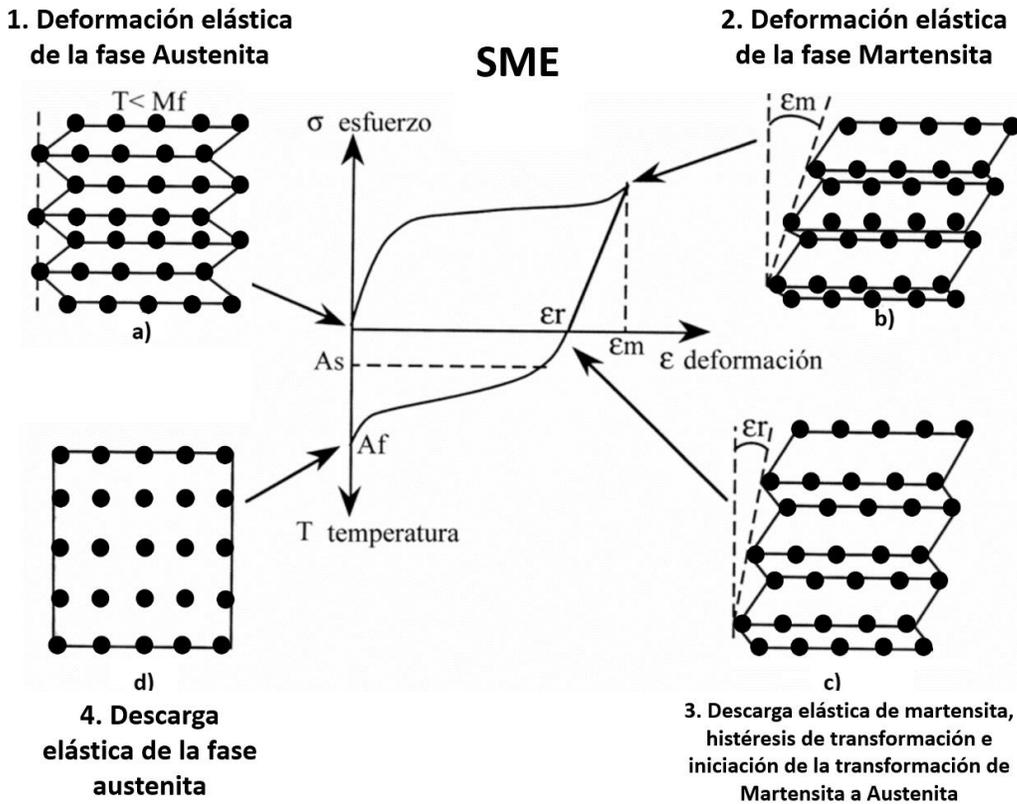


Figura 2.13.- Esquema del efecto memoria de forma [67].

### 2.3.2 Superelasticidad

El efecto de superelasticidad es parecido al efecto de memoria de forma solo que el reordenamiento del material no es por medio de la temperatura sino por la tensión aplicada [69].

1. Partiendo de una temperatura alta (por encima de la  $A_f$ ) en donde el material se encuentra en fase austenita y sin fuerzas externas aplicadas en él, disminuyendo la temperatura (por debajo de la  $M_f$ ). Se tiene un cambio de fase microestructural de austenita a martensita sin alteraciones macroscópicas. Fig. 2.14 1).
2. En fase martensita se aplica una carga para deformar al material hasta cierto valor, esta carga reorienta las variantes de la fase martensita hacia una orientación preferencial, generando un cambio macroscópico en donde predomina una dirección planar de la martensita. Fig. 2.14 2,3).
3. A continuación, la carga se deja de ser aplicada quedando una deformación residual. Fig. 2.14 3).
4. Por último, la aleación recupera su forma original, debido a que se retira la tensión, presentando un efecto inverso al recorrido, generando el cambio de fases, a su vez manifestando un tiempo de retardo llamado histéresis. Fig. 2.14 4,5).

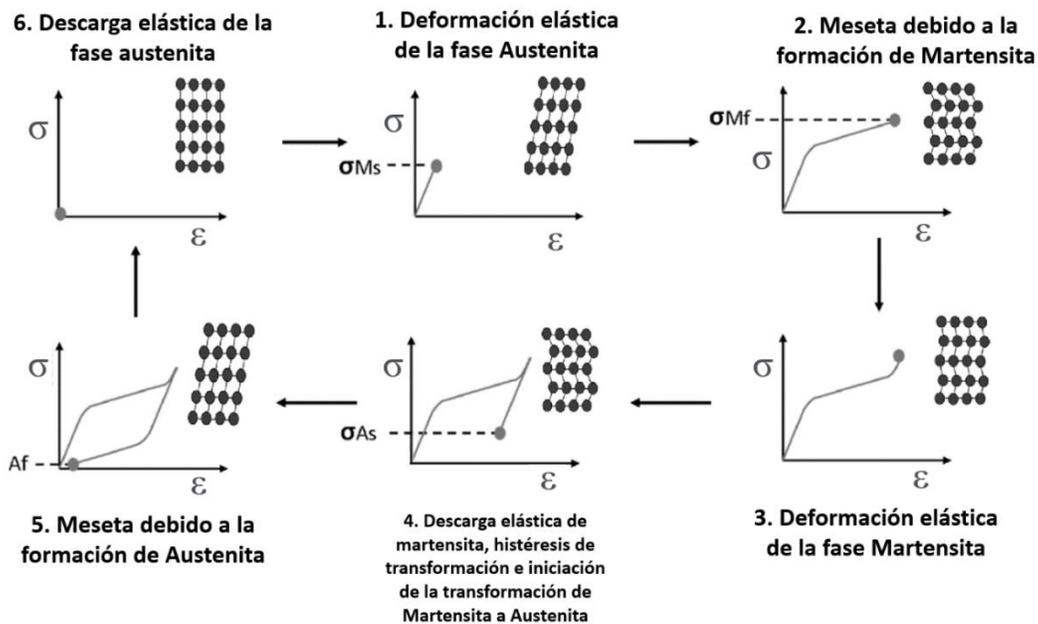


Figura 2.14.- Efecto de superelasticidad [69].

### 2.3.3 Aleaciones Superelásticas

La transformación martensítica presenta diferentes comportamientos debido a la alteración de sus parámetros, mediante pequeñas variaciones en su composición, generando una amplia variedad de comportamientos. A continuación, se exponen los parámetros que influyen específicamente en esta investigación de cambios de la fase martensita:

- **Aleaciones binarias:** Las aleaciones más usadas son la base Ni-Ti. El Ni-Ti equiatómico presenta temperaturas de transformación cercanas a temperatura ambiente, estos valores se alteran dependiendo de la adición o reducción de ambos elementos. Si tiene mayor níquel disminuyen las temperaturas de transformación y favorece la formación de la fase R [70,71].
- **Aleaciones ternarias:** Partiendo de la base Ni-Ti, al agregar correctamente elementos ternarios a los materiales base se obtienen una serie de parámetros atractivos que por sí solos no presenta la aleación nitinol. A continuación, se hace un breve resumen de algunas de las múltiples posibilidades que se pueden encontrar en la literatura, ver Tabla 2.3.

**Tabla 2.3.-** Adición de elementos de la aleación Ni-Ti.

<b>Material</b> <b>Ti-Ni + (?)</b>	<b>Aporte</b>	<b>Referencia</b>
<i>Hf</i>	Transformación martensítica se produzca a temperaturas mayores, (> 8 % at.) a sobrepasar los 300 °C.	[72]
<i>Zr</i>	Similitud de resultados del elemento <i>Hf</i> respecta a los valores de la variación de temperatura.	[73]
<i>Mn</i>	Descenso de las temperaturas de transformación (a un ritmo incluso superior a 60 °C.	[74, 75]
<i>Cu</i>	Adición de Cu a costa del Ni por encima del 10 % at. provoca la aparición de una fase martensítica nueva (B19).	[76]
<i>Pd</i>	Aumento considerable de las temperaturas de transformación <i>Ms</i> en torno a 540 °C.	[77, 78]
<i>Pt</i>	Aumento de las temperaturas de transformación <i>Ms</i> en torno a los 500 °C.	[79]
<i>Au</i>	Aumento de las temperaturas de transformación <i>Ms</i> de 400 °C	[76]
<i>Al</i>	Facilidad para la aparición de la fase R.	[80]
<i>Nb</i>	Aumento de la histéresis, disminución temperaturas de transformación.	[81]

<i>Cr</i>	Baja notablemente las temperaturas de transformación a un ritmo de entre 45 y 65 °C por %	[82]
<i>Co</i>	Descenso las temperaturas de transformación, aunque a ritmos alrededor de los 15-30 °C por %.	[83]
<i>Fe</i>	Muestran fase R, descenso de las temperaturas de transformación es de unos -50 °C/%.	[70]
<i>V</i>	Descenso las temperaturas de transformación ligeramente.	[84]

- **Laminado (en caliente y en frío):** En el laminado en caliente cabe la posibilidad de aumentar las temperaturas de transformación, generando el endurecimiento en su fase matriz mediante las dislocaciones durante el proceso de laminado [85]. El Ni-Ti laminado en caliente presenta temperaturas entre 500 - 600 °C y aparición de la fase R [86]. El laminado en frío da como resultado una gran cantidad de defectos, como lo son las dislocaciones, maclas finas en la martensita, deformación de los granos y reducción la temperatura Ms [70].
- **Tratamientos térmicos:** Los tratamientos térmicos son esenciales en la restauración y la recristalización del material. Los postprocesos, como los tratamientos termomecánicos o laminado, presentan una serie de errores o defectos en su microestructura o capa superficial. La eliminación de las dislocaciones del laminado en frío provoca un aumento de las temperaturas de transformación de las aleaciones [70]. Sin embargo, también es reportado que este estilo de tratamientos térmicos genera los llamados precipitados, lo que genera aumento o disminución de temperaturas (según la composición y el tipo de envejecimiento realizado) o no presentar las mismas propiedades mecánicas del material [87].

En aleaciones base Ti-Nb adicionadas con Sn y Zr, mejoran las propiedades superelásticas, por ejemplo, Ti-Nb-Zr, Ti-Nb-Sn y Ti-Nb-Zr-Sn. Las aleaciones Ti-18Zr-Nb-Sn y el Ti-24Zr-10Nb-2Sn presentan una recuperación superelástica de hasta el 7%. La adición de Zr en reemplazo de Nb aumenta la tensión de transformación, mientras se mantiene la misma temperatura de transformación para la superelasticidad. Por el contrario, la supresión o disminución del contenido de Nb conduce a la aceleración de la formación de la fase  $\omega$ , lo que causa un efecto perjudicial sobre las propiedades mecánicas [13]. Sin embargo, se ha informado que la adición de contenido de Sn suprime efectivamente la fase  $\omega$  y tiene un

pequeño impacto en el módulo de Young [11-13, 88]. Una de las mejores aleaciones con esta composición elemental es la  $Ti_{24}Zr_{10}Nb_2Sn$ , debido a su comportamiento de reordenamiento de temperaturas de transformación y accionamiento a temperaturas ambiente, las cual se elabora mediante fusión por arco eléctrico, de los elementos en un horno de alto vacío y bajo una atmosfera inerte. La aleación se funde 6 veces para garantizar su homogeneidad, a su vez es rolada en frio, disminuyendo su espesor un 99% lo que genera una textura, que es la razón de las excepcionales propiedades mecánicas [13]. Esta aleación presenta la propiedad de superelasticidad a temperatura ambiente siendo una buena ventaja al usarlo en sistemas de presurización o interiores de aeronaves.

## 2.4 Modelos numéricos

Las fenomenologías presentes en las aleaciones con memoria de forma resultan ser un reto debido a sus comportamientos a nivel microestructural y nivel macroestructural, lo cual, se requiere de un modelo constitutivo que ejemplifique el cambio de fases de estado austenítico y martensítico respecto a las temperaturas de transformación. Mediante el uso de análisis numéricos se ha explorado y analizado el comportamiento termomecánico de las SMA, generando los modelos matemáticos capaces ejemplificar la particularidad de los efectos de las aleaciones de memoria de forma (SME-SE). Por tanto, en este apartado se hablará de los tres niveles de desarrollo de modelos mecánicos:

- Macro mecánico.
- Meso mecánico.
- Micro mecánico.

Los modelos de las aleaciones SMA presentan un efecto el cual son llamados generalmente modelos fenomenológicos, suelen ser llamados modelos macro mecánicos o modelos de elemento finito, los cuales, muestran los parámetros cuantitativos obtenidos mediante medios experimentales, dejando de lado análisis específicos de la microestructura. El análisis de elementos finitos (FEA, por sus siglas en inglés) es una herramienta computacional que permite, mediante el uso de cálculos, modelos y simulaciones, predecir y comprender un fenómeno, introduciendo sus características físicas del evento. FEA utiliza el método de

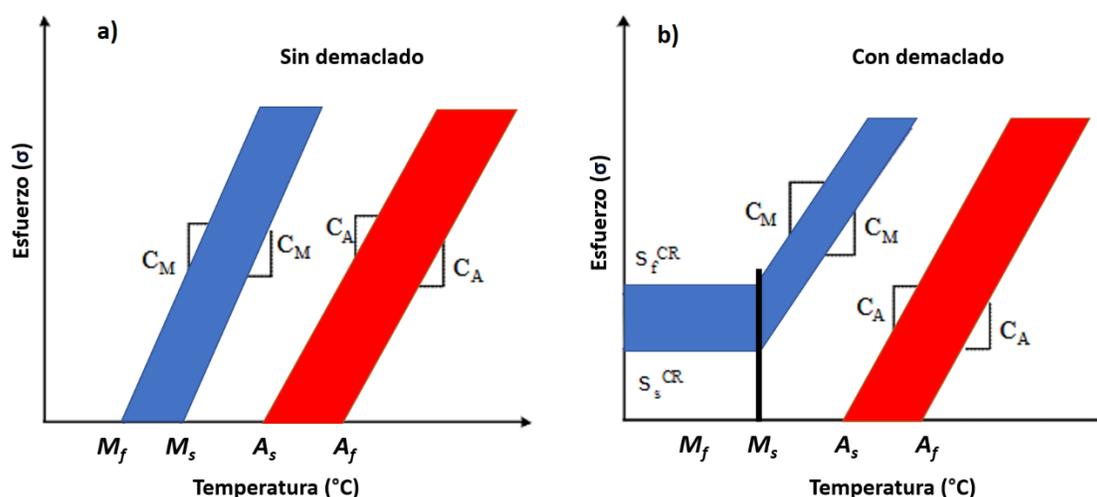
elementos finitos (FEM, por sus siglas en inglés), una técnica numérica, que divide las estructuras de un objeto declarándolas o marcándolas en elementos con un tipo en específico dependiendo de cómo se va a medir, generando interconexiones entre cada uno de los elementos mediante los llamados nodos. El FEM crea un conjunto de ecuaciones algebraicas, las cuales se adaptan dependiendo del análisis a realizar, ya sea un comportamiento estructural, de flujo y de transporte térmico. El análisis de elementos finitos tiene la finalidad de facilitar la resolución de problemas mediante el uso ecuaciones diferenciales parciales tanto lineales como no lineales.

En cambio, los modelos micro mecánicos se basan en la nucleación, el movimiento de las interfaces, el crecimiento de las maclas, etc. Para simular el comportamiento de estos modelos microestructurales de la SMA se presenta en extenso detalle los parámetros que componen las fases de transformación y orientación en áreas concisas del material mediante los modelos numéricos micro mecánicos, siendo sumamente complejo la obtención de parámetros debido a la caracterización específica, del comportamiento de los monocristales y de la estructura del grano. Por último, los modelos meso mecánicos son un punto intermedio entre la utilización de los modelos micro y macro. En esta investigación solo se desarrollarán modelos tipo macro mecánicos.

#### 2.4.1 Modelos constitutivos para las SMA

En todos los modelos macro mecánicos SMA en la literatura parten de la descripción de tres variables: esfuerzo, deformación y temperatura. Estas ejemplifican el comportamiento fenomenológico del material. Estas tres variables son interdependientes. Por ello, al momento de realizar un modelo constitutivo se trata de formar una relación mediante aproximación experimental o bien por aproximación termodinámica. En la Fig. 2.15, se muestra una de las diferencias más significativas entre los modelos fenomenológicos, el efecto de maclado de una SMA. Mientras que los modelos iniciales de Tanaka y Liang presentan un comportamiento después del maclado (Fig. 2.15 a) mediante una representación lineal del efecto SMA, mientras que los modelos posteriores: Brinson y Auricchio presentan ese de

maclado, llegando a un punto de tener las diferenciaciones de las dos secciones de martensita y su fase austenita (Fig. 2.15 b), estos últimos dos modelos se explican más delante.



**Figura 2.15.-** Diagrama de modelos de temperaturas de transformación SMA, Tanaka, Liang-Roger a) y Brinson, Auricchio b).

Los modelos emplean aproximaciones diferentes para la evolución de la fracción de martensita, los modelos de aproximación experimental más destacables se mencionan en la Tabla 2.4:

**Tabla 2.4.-** Modelos macro mecánicos del comportamiento SMA-SE.

Científico	Aportación	Referencia
Tanaka	Primero en realizar el modelo mediante la segunda ley de la termodinámica mediante la función de la energía libre de Helmholtz.	[89-94]
Liang y Rogers	Basándose en Tanaka presentaron un método para determinar las constantes de su ecuación y lo discutieron experimentalmente.	[95,96]
Brinson	Desarrolló un modelo en el que se separaba la fracción de volumen de martensita en dos partes. La fracción de volumen de martensita inducida por tensión ( $\xi_s$ ) y una fracción de volumen de martensita inducida por temperatura ( $\xi_M$ ),	[18, 97, 98]
Auricchio	Utilizo la plasticidad generalizada para materiales inelásticos de comportamiento complejo. Presenta leyes de evolución expresadas mediante funciones exponenciales y lineales.	[99-101]

## 2.4.2 Modelo Brinson

El modelo de Brinson, derivado de los resultados de Tanaka y Liang-Rogers, con la diferencia de separar la fracción de martensita ( $\xi$ ), generando dos secciones: una primera sección martensita inducida por temperatura (fracción martensita multivariante ( $\xi_M$ )), y otra sección martensita inducida por esfuerzos (fracción martensita mono-variante ( $\xi_S$ )). Brinson genera la nueva ecuación constitutiva, introduciendo en dicha ecuación constitutiva la nueva fracción martensita inducida por esfuerzos, generando la ecuación  $\xi = \xi_S + \xi_M$ . [18]. Estas funciones no solo aparecen en los modelos de Brinson sino también en el modelo de Auricchio, que establecen una relación mediante la regla de mezcla lineal o de Voigt, aunque también se puede relacionar mediante la regla de mezcla armónica o de Reuss. La aplicación de cada regla genera resultados similares, aunque la regla de Voigt tiene un enfoque más simple.

La ecuación constitutiva para SMA con función material no constante se define por la Ec. 2.4:

$$\sigma - \sigma_0 = D(\xi)\varepsilon - D(\xi_0)\varepsilon_0 + \Omega(\xi)\xi_S - \Omega(\xi_0)\xi_{S0} + \theta(T - T_0) \quad \text{Ec. 2.4}$$

donde  $\sigma$  es un esfuerzo uniaxial,  $\varepsilon$  es la deformación,  $T$  es la temperatura, mientras que las cantidades  $\sigma_0$ ,  $\varepsilon_0$ ,  $\xi_{S0}$  y  $\xi_S$  se consideran condiciones de estado inicial.  $T_0$  es la temperatura a tensión térmica cero, el término  $D$  es el módulo de elasticidad,  $\Omega$  es un factor de cambio de fase y  $\theta$  es un coeficiente de expansión térmica. Las funciones materiales  $\Omega$  y  $\theta$  se evalúan experimentalmente en un estado de tensión cero.

El módulo de elasticidad y  $\Omega$  son funciones de la fracción de volumen por la Ec. 2.5:

$$E(\xi) = E_A + (E_M - E_A)\xi, \quad \Omega(\xi) = -\varepsilon_L E(\xi) \quad \text{Ec. 2.5}$$

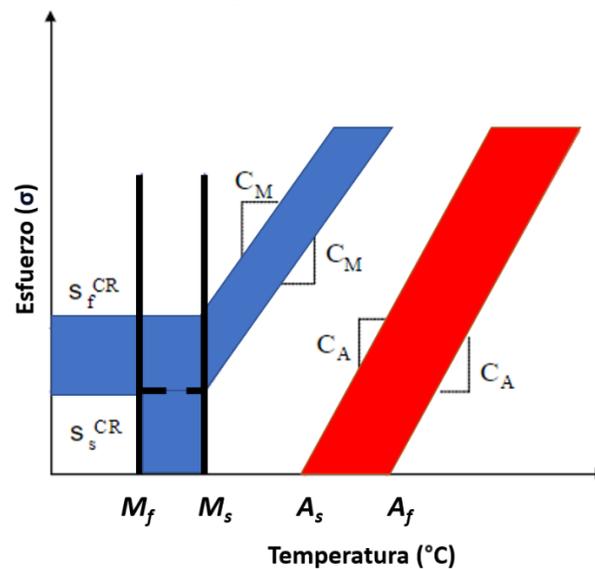
donde  $\varepsilon_L$  es la deformación residual máxima,  $E_A$  es el módulo de elasticidad austenítico y  $E_M$  el módulo de elasticidad martensítico.

### 2.4.3 Modelo Auricchio

El modelo de Auricchio se basa en la teoría de plasticidad generalizada, la cual presenta la plasticidad clásica como un caso especial [100]. El modelado del efecto superelástico puede ser utilizado mediante modelos unidimensionales y tridimensionales. Como sucedía en el modelo de Brinson, la fracción martensita se divide en dos secciones, la llamada fracción martensita mono-variante ( $\xi_S$ ) y la fracción multivariante ( $\xi_M$ ), esto genera una distinción, ya que las leyes de evolución no son deducidas experimentalmente, sino, se rigen por los términos termodinámicos y la teoría plasticidad clásica. Esto permite un mejor análisis por separado en cada una de sus secciones al momento de generar las ecuaciones de evolución. Presentando tres procesos de transformación:

- Martensita multivariante ( $\xi_M$ )
- Martensita mono-variante ( $\xi_S$ )
- Austenita ( $1-\xi_M-\xi_S$ ).

A continuación, en la Fig. 2.16 se presenta un diagrama crítico esfuerzo-temperatura de las fracciones de transformación, denotando en azul la fase martensita multivariante y mono-variante, con el agregado para la zona entre  $M_s$  y  $M_f$  y en color rojizo la sección austenítica.



**Figura 2.16.-** Diagrama de esfuerzo-temperatura del modelo de Auricchio.

A continuación, se menciona una comparativa de los valores que se encontraron en la literatura de los modelos de Auricchio y Brinson, ver Tabla 2.5.

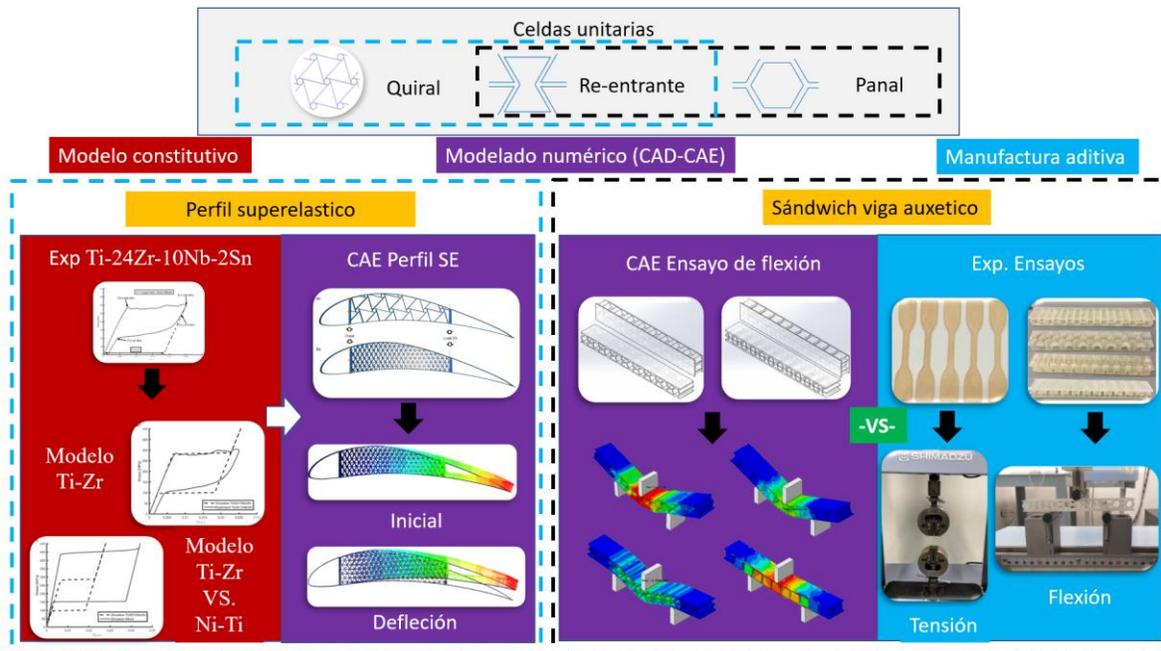
**Tabla 2.5.-** Similitudes en los modelos SMA.

<b>Propiedades</b>	<b>Brinson</b>	<b>Auricchio</b>
11 parámetros: $C_M, C_A, E_A, E_M, M_s, M_f, A_s, A_f, S_S^{CR}, S_f^{CR}, \Theta$	X	
10 parámetros: $C_M, C_A, E_A, E_M, M_s, M_f, A_s, A_f, S_S^{CR}, S_f^{CR}$		X
Modelos elastoplásticos tradicionales.	X	
Modelo plasticidad clásica como caso especial		X
Rango de temperaturas, incluyendo $T < M_s$ .	X	X
El proceso de transformación reversa sólo se contempla para temperaturas superiores a $A_s$ .	X	X

## 3 Metodología

### 3.1 Introducción

Esta investigación consta de dos análisis: 1.- Estudio de perfil superelástico y 2.-estructura sándwich viga auxética, ver Fig. 3.1. En ambos estudios se utilizan geometrías de celdas unitarias (quiral, re-entrante y panal), las cuales son analizadas con modelos numéricos (simulaciones FEA) y son fabricadas mediante las técnicas de manufactura aditiva (prototipado). Es de resaltar que ambas investigaciones comparten el uso de la celda re-entrante en sus análisis. En la primera fase, se estableció el modelo constitutivo de las propiedades superelásticas de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn utilizando el modelo Brinson. El modelo constitutivo se desarrolló utilizando el software Matlab, donde se asignaron las características de la aleación y se aplicaron las secuencias de las fases martensitas del comportamiento superelástico, ver Fig. 3.1 (sección roja). Además, se realizó un estudio comparativo con las propiedades superelásticas de la aleación Ni-Ti y realizando una variante del modelo constitutivo mediante el uso del teorema de Auricchio. Utilizando las propiedades superelásticas obtenidas de los modelos constitutivos, las cuales fueron implementadas en un modelo numérico mediante el software de elementos finitos (Abaqus). Los modelos numéricos constaron de estructuras de núcleos celulares (re-entrante y quiral) embebidos en perfiles aerodinámicos con propiedades de las aleaciones Ti-Zr, Ni-Ti y Aluminio, bajo cargas puntuales, ver Fig. 3.1 (sección morada). Se compararon los resultados de los perfiles, analizando la capacidad de actuación de sus núcleos y evaluando la respuesta uniaxial en diferentes condiciones de frontera. En la segunda fase, se crearon estructuras tipo sándwich con núcleo celular (panal, re-entrante), utilizando las técnicas de manufactura aditiva (mSLA) se emplearon materiales de resina polimérica, realizando ensayos de flexión, como se muestra en la Fig. 3.1 (sección azul). A la par, se realizaron modelos numéricos de las estructuras tipo sándwich mediante el software (Abaqus), se muestra en la Fig. 3.1 (sección morada), para posteriormente, realizar una comparativa de los resultados experimentales y simulados de los ensayos flexión de tres puntos de las muestras sándwich, analizando la durabilidad estructural de las muestras, tales como; la distribución de esfuerzos, su rigidez a la flexión y su absorción de carga.



**Figura 3.1.-** Metodología de perfil superelástico y sándwich viga auxético.

## 3.2 Modelado de estructuras

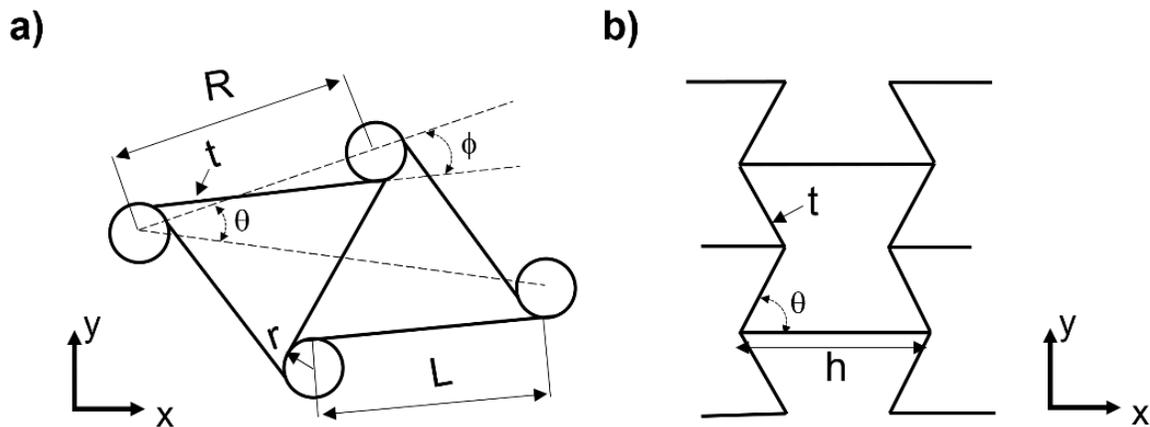
### 3.2.1 Celdas unitarias (Quiral-Re-entrante-Panal)

En esta sección se describen las dimensiones de las estructuras de celda unitaria que incluyen en las dos fases de la presente investigación:

1. Estructura en perfil superelástico (quiral, re-entrante).
2. Estructuras sándwich viga auxético (panal, re-entrante).

Se evaluaron dos estructuras auxéticas (quirales y re-entrantes) para estudiar en una primera fase (perfil superelástico) sus propiedades de actuación en términos de desplazamiento, esfuerzo y cargas generadas. Las estructuras auxéticas re-entrantes y quirales se representan en la Fig. 3.2. Las estructuras celulares exhiben rigidez y flexibilidad dependiendo de su conectividad estructural. Una de las propiedades que llama la atención es los valores negativos de la razón de Poisson, derivada de esta relación se presenta un efecto de endurecimiento que aumenta la resistencia a la compresión y el módulo de corte [102]. La

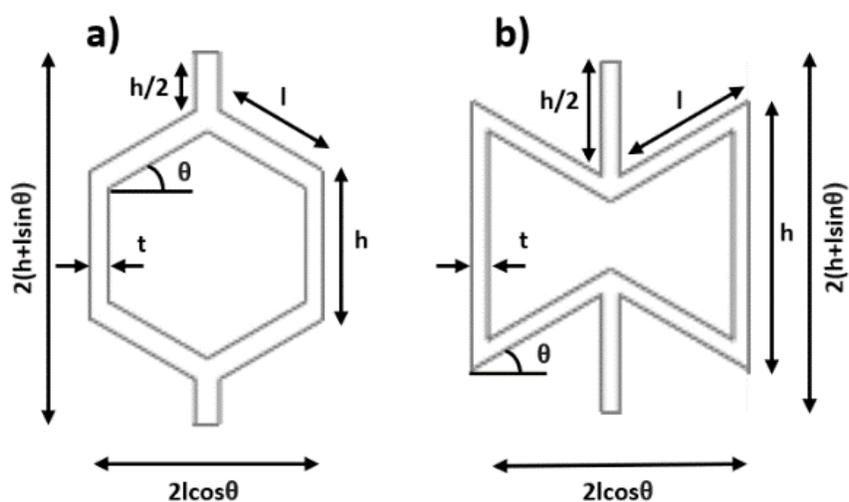
mayoría de las investigaciones exploran la rigidez de los materiales de la red, aunque las estructuras celulares flexibles son de interés en el diseño pasivo de transformación de la superficie aerodinámica, según lo declarado por Heo et al. [44]. La Fig. 3.2 a) muestra una configuración de celda unitaria quiral que se compone de nodos circulares unidos por ligamentos rectos tangentes con un parámetro  $L/R$  de 0.9. Las dimensiones de las celdas auxética re-entrante son  $H = 26$  mm de longitud,  $t = 1.2$  mm de espesor para cada ligamento y ángulo  $\theta = 60^\circ$ , ver Fig. 3.2 b). La selección de un parámetro  $L/R$  de 0.90 aumenta la rigidez de la flexión de la estructura. En la literatura se presenta, que esta topología geométrica presenta un desplazamiento más bajo en comparación con la relación  $L/R$  de 0.6 [45]. A medida que aumenta el radio del nodo, la longitud del ligamento disminuye, lo que aumenta su rigidez a la flexión.



**Figura. 3.1.-** Celdas unitarias de a) estructura auxética quiral y b) estructura auxética re-entrante.

A la par de las dimensiones de la primera fase, las cuales mostraron una estructura quiral y re-entrante, a continuación, se presenta una tercera estructura ampliamente estudiada en la literatura, la llamada estructura tipo hexagonal panal o simplemente panal, si bien, la forma tipo re-entrante presenta una razón de Poisson negativa denotando su propiedad como estructura auxética, la estructura panal desempeña un papel de equilibrio y firmeza en el uso estructural.

En la segunda fase (sándwich viga auxético) en la Fig. 3.3 presenta la configuración de celda unitaria de los núcleos de las estructuras tipo sándwich (panal a), re-entrante b)) y sus específicas dimensiones en la Tabla 3.1. Las cuales comparten una relación de parámetros solo efectuando el inverso del ángulo, debido a la relación estructural, favoreciendo el comportamiento auxético de la estructura tipo re-entrante, a su vez, que se busca tener equilibrio de simetría fundamental, el cual nos permite explorar las propiedades de rigidez la estructura tipo panal [103, 104].



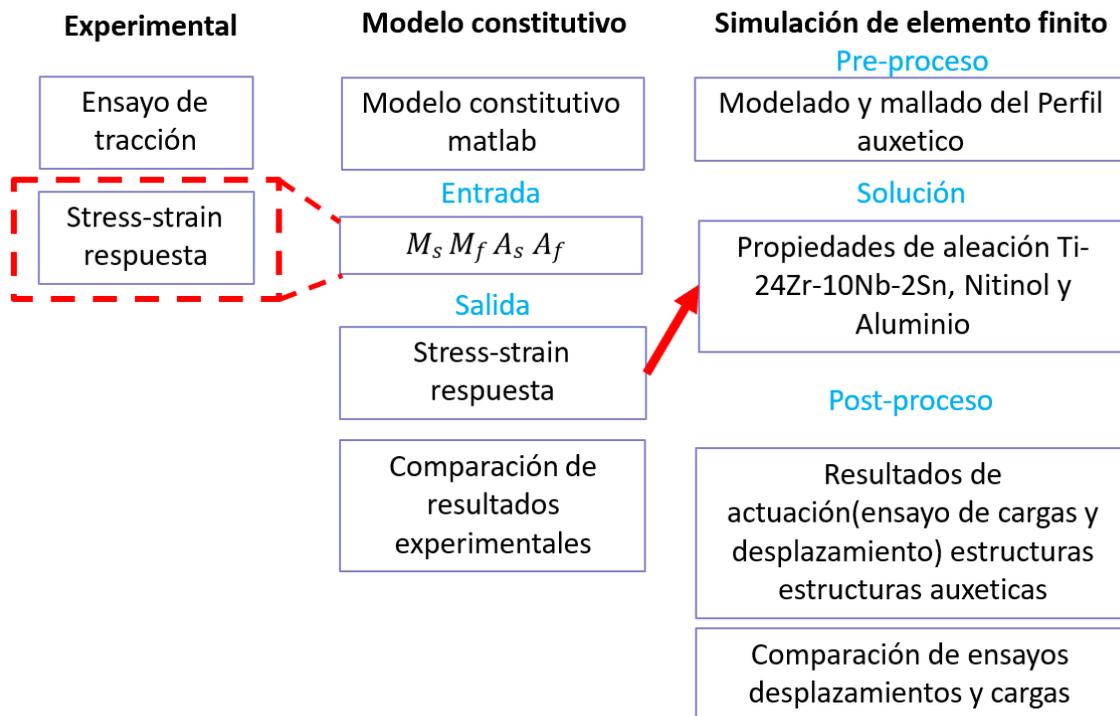
**Figura 3.3.-** Dimensiones de núcleo de celdas unitarias de a) panal y b) re-entrante.

**Tabla 3.1.-** Unidades de dimensiones estructura de tipo panal y tipo re-entrante.

Núcleo	t(mm)	l(mm)	h(mm)	$\theta$ (o)
Panal	1	6	6	30
Re-entrante	0.64	6	10	-30

### 3.3 Modelado perfil superelástico

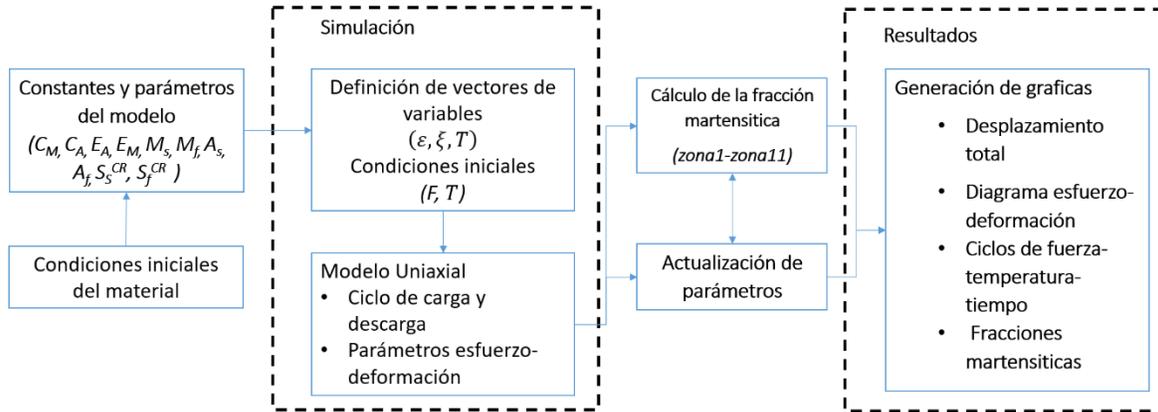
En este apartado se describe la metodología utilizada para evaluar la respuesta termomecánica de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn, como se muestra en la Fig. 3.4. Se detalla el modelo constitutivo basándose de los resultados experimentales de las aleaciones Ti-24Zr-10Nb-2Sn y Ni-Ti, mediante los modelos de Brinson/Auricchio, obteniendo los parámetros necesarios para los modelos numéricos de los perfiles alares.



**Figura 3.4.-** Metodología de perfiles superelásticos.

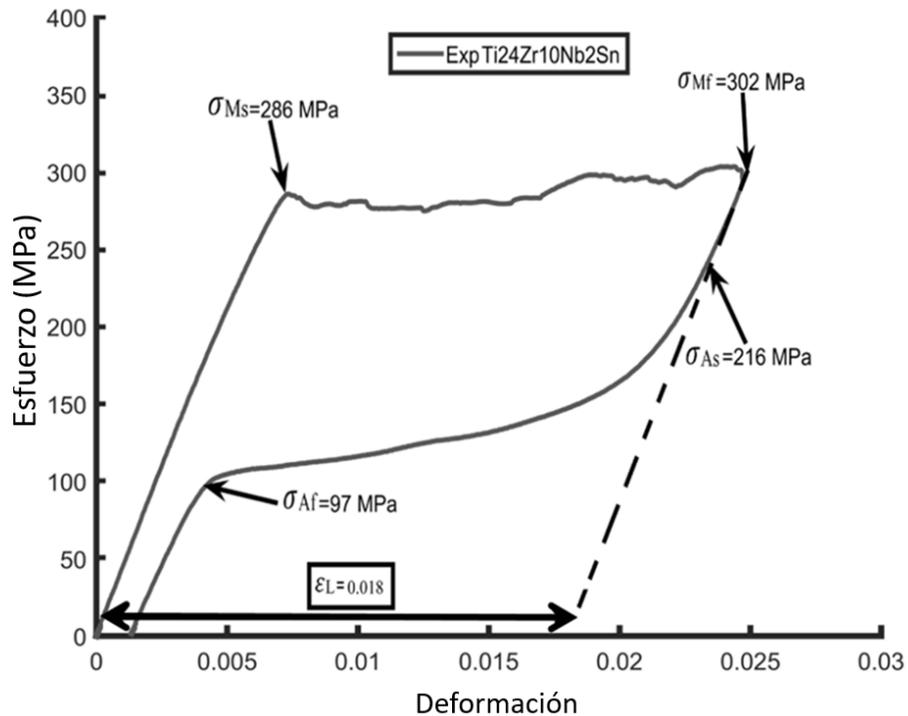
### 3.3.1 Modelo constitutivo superelástico

Inicialmente, se aborda la metodología para obtener las propiedades superelásticas de las SMA utilizando los modelos constitutivos. Se introdujo una relación termomecánica con la transformación de fase del modelo para temperaturas críticas. Los esfuerzos de transformación incluyen los términos  $M_s$ ,  $M_f$ ,  $A_s$ ,  $A_f$ , donde  $M$  representa la fase martensítica,  $A$  la austenita, mientras que los subíndices  $s$  y  $f$  muestran los puntos de inicio y finalización del proceso de transformación correspondientemente. El procedimiento termomecánico comprendió las siguientes etapas. Primero, se desarrolló un código en Matlab, como se muestra en la Fig. 3.5, para determinar el comportamiento superelástico de la aleación Nitinol y Ti-24Zr-10Nb-2Sn. Se implementó una optimización no lineal en Matlab adaptando las temperaturas de transformación (rango de temperaturas máximas y mínimas reportadas en aleaciones de Ni-Ti, Ti-Zr) para tener una aproximación a las curvas esfuerzo-deformación reportada experimentalmente por Li et al [12]. En consiguiente, los esfuerzos críticos  $S_s^{CR}$  y  $S_f^{CR}$  existen por debajo de la temperatura  $M_s$ . Para temperaturas mayores, los coeficientes de esfuerzos  $C_M$  y  $C_A$  evalúan la dependencia de la temperatura de transformación con los esfuerzos. Las constantes  $C_M$  y  $C_A$  se obtuvieron realizando ensayos de tensión a 30°C, 37°C, 47°C y 57°C para obtener en cada caso el esfuerzo inicial y final de transformación. Se determinó el esfuerzo crítico  $S_s^{CR}$  y  $S_f^{CR}$ , basado en literatura previa, Xu et al [105]. Las condiciones de carga incluyen una carga de compresión mediante la aplicación de un desplazamiento utilizando una interacción de contacto sin fricción y una condición de carga definida para evaluar la respuesta mecánica de las estructuras, esto mediante el modelo de las fases martensíticas especificado en las ecuaciones de Brinson-Auricchio, obteniendo los resultados de esfuerzo-deformación reportados en la siguiente sección.



**Figura. 3.5.-** Diagrama de flujo del modelado superelástico en Matlab.

Se adaptó un modelo constitutivo utilizando el enfoque de Brinson/Auricchio para evaluar las propiedades superelásticas de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn. La Fig. 3.6 muestra el comportamiento de la resistencia a los esfuerzos frente a la deformación de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn en la región en la que se produce la transformación martensítica, obtenida por los resultados experimentales. Denotando 5 parámetros; 4 valores de esfuerzo ( $\sigma$ ) y 1 de deformación de transformación máxima ( $\epsilon_L$ ) que se utilizarán más adelante en la simulación de los perfiles. El modelo constitutivo de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn describió la evolución de la martensita y la austenita con respecto a los datos experimentales. Los parámetros extraídos de las curvas experimentales y simuladas se resumen en la Tabla 3.2 [106, 107].



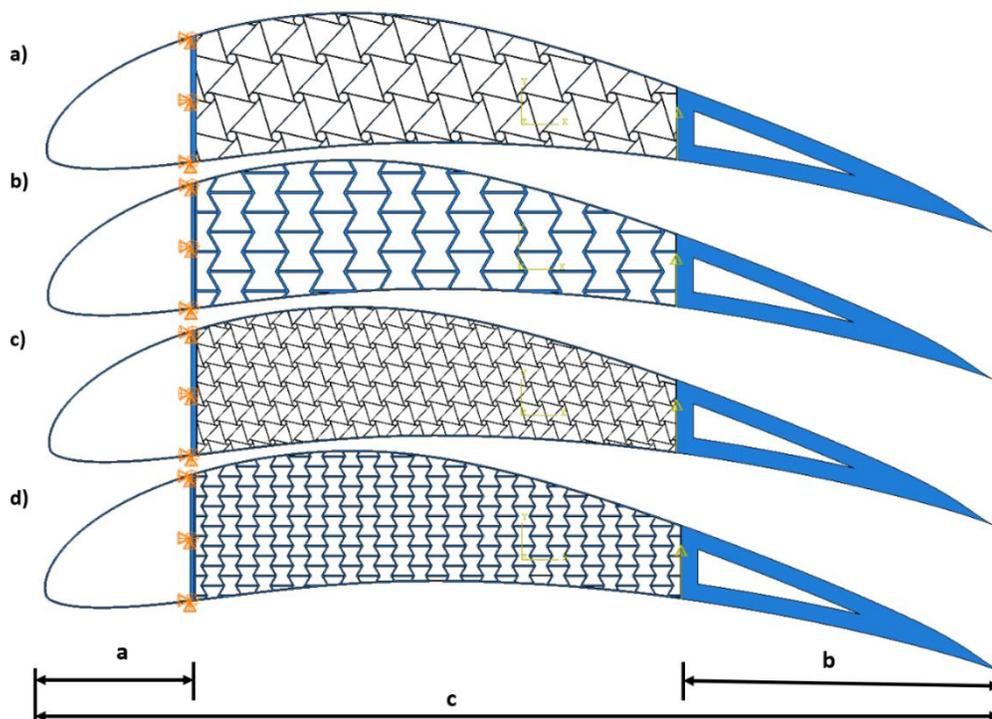
**Figura. 3.6.** Curva de esfuerzo-deformación experimental de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn.

**Tabla 3.2.-** Propiedades superelásticas del modelo constitutivo Ti-24Zr-10Nb-2Sn.

Símbolo	Descripción	Unidades	Valor
$P$	Densidad	kg / m <sup>3</sup>	5.6e10 <sup>3</sup>
$E_M$	Módulo de Young martensita	GPa	37.7
$E_A$	Módulo de Young austenita	GPa	42.6
$\sigma_f$	Esfuerzo final crítica	Pa	11.4e10 <sup>6</sup>
$\sigma_s$	Esfuerzo inicial crítica	Pa	17.8e10 <sup>6</sup>
$\varepsilon_L$	Deformación residual máxima	-	0.018
$C_M$	Constante de transformación martensítica	Pa / °C	6e10 <sup>6</sup>
$C_A$	Constante de transformación austenítica	Pa / °C	10e10 <sup>6</sup>
$M_S$	Temperatura de inicio de transformación martensita	°C	5
$M_f$	Temperatura final de transformación martensita	°C	0
$A_S$	Temperatura de inicio de transformación austeníticas	°C	28
$A_f$	Temperatura final de transformación austenita	°C	43

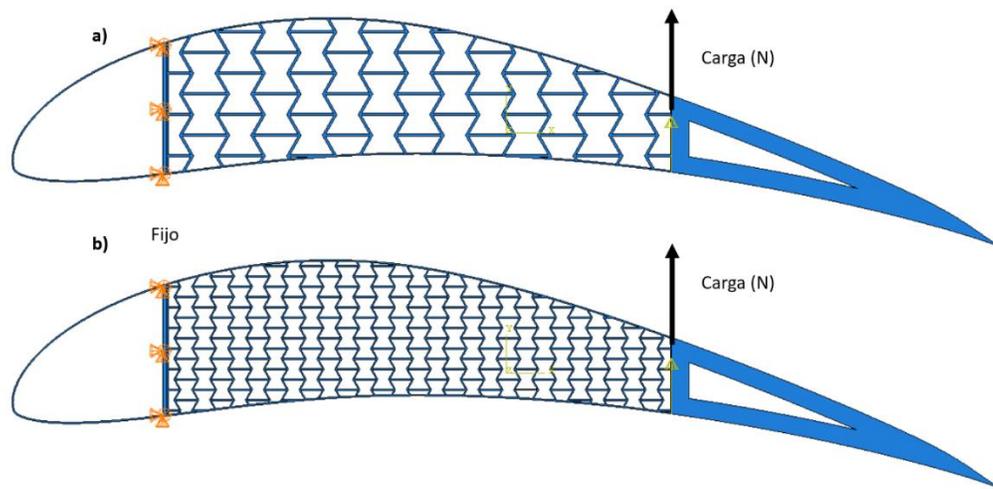
### 3.3.2 Modelo numérico en perfil

Inicialmente, se abordan las dimensiones de los perfiles alares con sus arreglos de celdas unitarias. Se consideran dos tipos de configuraciones (quiral, re-entrante) embebidas en un perfil de aerodinámico Eppler 420 auxético simple (AAS) y auxético complejo (AAC), ver Fig. 3.7. Los perfiles AAS y AAC comparten las dimensiones de los modelos: Longitud total  $C = 700$  mm,  $A = 110$  mm,  $B = 235$  mm, espesor  $t = 1$  mm, estas características geométricas se adaptaron de trabajos anteriores desarrollados por Spadoni y Ruzzene [45]. Existe una relación de 1:4 de la cantidad de celdas unitarias en los núcleos de los perfiles. Los perfiles aerodinámicos presentan 25 celdas unitarias quirales Fig. 3.7 a), 36 celdas unitarias re-entrante Fig. 3.7 b), 100 celdas unitarias quirales Fig. 3.7 c) y 144 celdas unitarias re-entrante Fig. 3.7 d).



**Figura. 3.7.-** Modelo de elementos finitos de la superficie aerodinámica con estructuras auxéticas, a), b) perfil aerodinámico auxético simple (AAS quiral/re-entrante) y c), d) perfil aerodinámico auxético complejo (AAC quiral/re-entrante).

Una vez descritas las dimensiones del perfil aerodinámico, a continuación, se presentan las condiciones fronteras del modelo numérico de perfiles superelásticos bajo una carga puntual. Se presenta en la Fig. 3.8 el perfil aerodinámico, el cual consta de un núcleo celular y un marco. La carga axial se aplica en el borde de salida como una carga concentrada que permite traslación en el eje "Y". El borde de ataque está totalmente fijado contra la traslación y rotación (X, Y, Z). En ambos arreglos simples (AAS) y complejo (AAC) presenta las mismas condiciones frontera sin importar que celda unitaria que conlleven.



**Figura. 3.8.-** Modelo condiciones frontera y cargas del perfil aerodinámico con estructuras auxéticas, a) perfil aerodinámico auxético simple (AAS) y b) perfil aerodinámico auxético complejo (AAC).

Para los modelos de elementos finitos se seleccionaron los elementos tipo C3D8R con ladrillo lineal de 8 nodos, integración reducida. El modelo re-entrante fue mallado usando 1500 elementos sólidos lineales de 8 nodos con un tamaño promedio de 8 mm. El perfil aerodinámico y el núcleo auxético están entrelazados con elementos CBEAM con 2700 elementos para AAS y 5200 elementos para estructura AAC, respectivamente, como se muestra en la Fig. 3.9. Se encontró que el modelado de vigas era eficiente en contraste con el armazón y los elementos sólidos [17]. Se realizó un análisis de convergencia de malla para garantizar que un mayor refinamiento de la malla no afectara significativamente la precisión de los resultados.



**Figura 3.9.-** Características de mallado de estructuras auxéticas en modelos FEM.

Teniendo las dimensiones de la estructura, las condiciones fronteras de nuestro modelo numérico, a continuación, se muestran las propiedades de los materiales las cuales se asignaron integrando el modelo constitutivo de propiedades superelásticas basado en el modelo de Auricchio anteriormente mencionado. La comparación de las propiedades superelásticas entre la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn y la aleación Ni-Ti [105] se muestra en la Tabla 3.3.

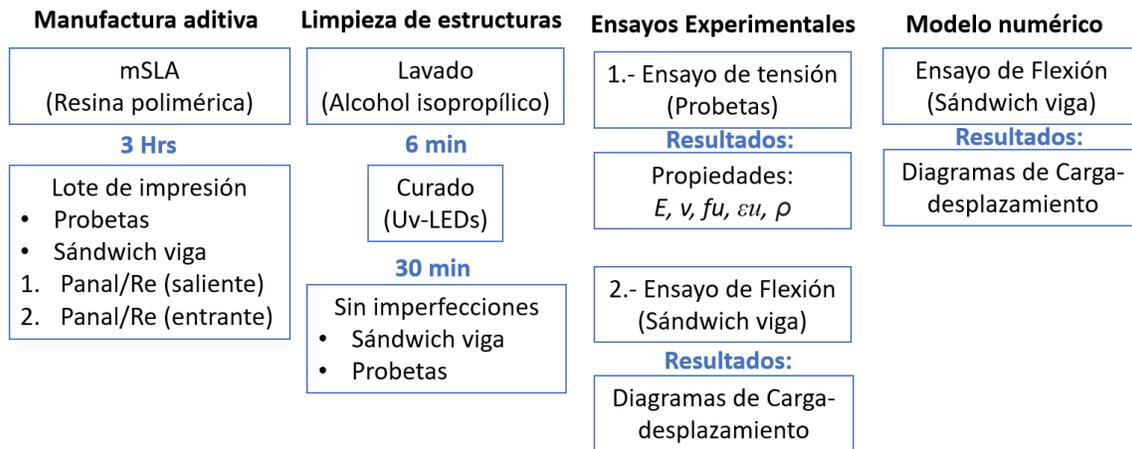
**Tabla 3.3.** Propiedades superelásticas de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn y la aleación Ni-Ti.

Símbolo	Descripción	Ti-24Zr-10Nb-2Sn	Ni-Ti
$E$	Módulo elástico	42.6 GPa	60 GPa
$\sigma_{Ms}$	Esfuerzo de inicio martensita	286 MPa	412 MPa
$\sigma_{Mf}$	Esfuerzo final martensita	302 MPa	525 MPa
$\sigma_{As}$	Esfuerzo de inicio austenita	216 MPa	115 MPa
$\sigma_{Af}$	Esfuerzo final austenita	97 MPa	81 MPa
$\epsilon_L$	Deformación máxima	0.018	0.047

Se modelaron curvas de esfuerzo-deformación para representar el comportamiento de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn para cada caso de prueba. Los resultados de las simulaciones de elementos finitos se presentan y comparan con los resultados experimentales correspondientes. A la par, los resultados de los modelos numéricos de los perfiles alares respecto a su mecanismo de acción, que presenta con cada una de las estructuras celulares, se expondrán a detalle en la sección de resultados y discusión.

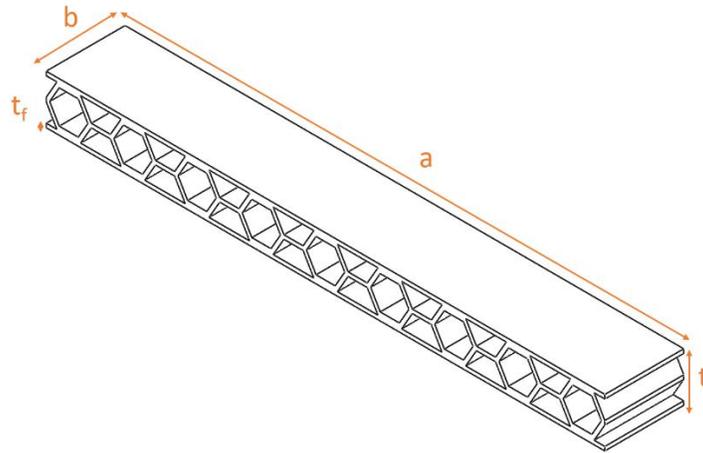
### 3.4 Estructuras sándwich viga auxética

Se diseñó un nuevo tipo de estructura ligera tipo sándwich con celdas unitarias alojadas en el núcleo de la estructura, esta estructura presenta una alta relación rigidez-peso. Se llevó a cabo un análisis comparativo de las diferentes estructuras sándwich viga a flexión (panal, re-entrante). Se utilizaron técnicas de manufactura aditiva con resinas de impresión (mSLA) y procesos complementarios (limpieza y curado), como se muestra en la Fig. 3.10.



**Figura 3.10.-** Metodología para el desarrollo de estructuras sándwich viga auxéticas.

La Fig. 3.11 muestra las dimensiones de la estructura sándwich viga, donde se indica su longitud (a), ancho (b), espesor total (t) y el espesor de la lámina frontal (tf). El desarrollo de estructuras mediante manufactura aditiva y el desarrollo de los modelos numéricos se presenta en los siguientes apartados.



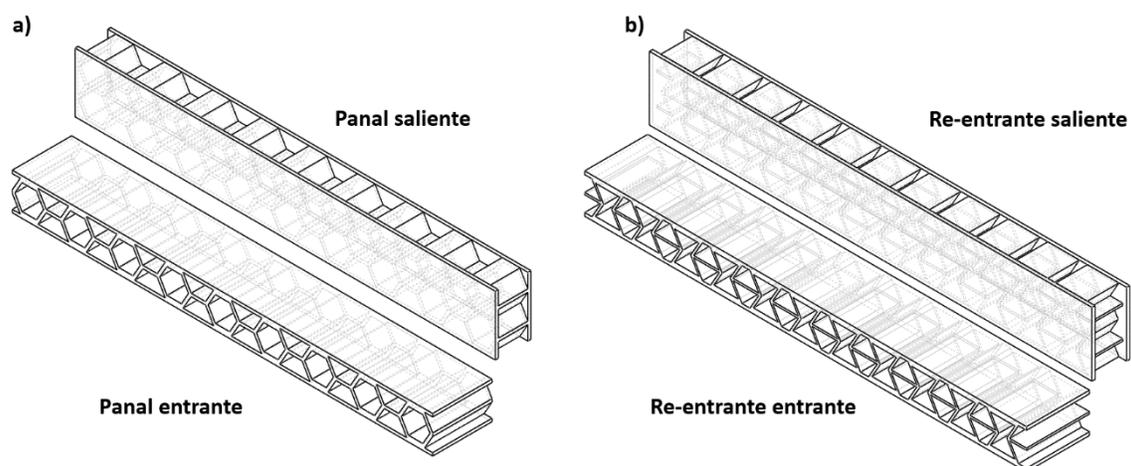
**Figura 3.11.-** Dimensiones de estructura tipo sándwich (viga).

El sistema de coordenadas se ubica en el plano medio de las estructuras sándwich viga. Las dimensiones unitarias de las celdas se presentan en la Tabla 3.4, estas se diseñaron con base en la norma ASTM C393 [108], tomando en cuenta restricciones experimentales como su capacidad y adaptabilidad geométrica [109].

**Tabla 3.4.-**Dimensiones de estructuras sándwich viga

Dimensiones	Unidades (mm)
Grosor del sándwich $t$	12
Ancho del sándwich $b$	20
Longitud del sándwich $a$	140
Grosor de la hoja $t_f$	1

Un factor relevante en esta investigación es el orden de orientación de los núcleos celulares dispuestos en las estructuras sándwiches viga, considerando una configuración entrante (in-beam) y una configuración saliente (out-beam), como se muestran en la Fig. 3.12.



**Figura 3.12.-** Orientación de núcleos celulares a) tipo panel y b) tipo re-entrante.

Se realizaron un total de 4 modelos de estructuras diferentes, los cuales muestran en su núcleo estructuras unitarias (panel Fig. 3.12 a) y re-entrante Fig. 3.12 b)), con dos tipos de dirección: configuración saliente y configuración entrante, para las pruebas mecánicas dando como resultado 4 pruebas diferentes como se muestra en la Tabla 3.5. Esta configuración de orientación se aplica para el estudio experimental de impresión y modelado numérico de estructuras tipo sándwich.

**Tabla 3.5.-** Metodología de impresión de sándwich panel

<b>Modelo</b>	<b>No. Núcleos</b>	<b>Orientación</b>	<b>Curado</b>
SBHOC	9x1x2	viga saliente	Si
SBAOC	9x1x2	viga saliente	Si
SBHIC	11x1x2	viga entrante	Si
SBAIC	11x1x2	viga entrante	Si

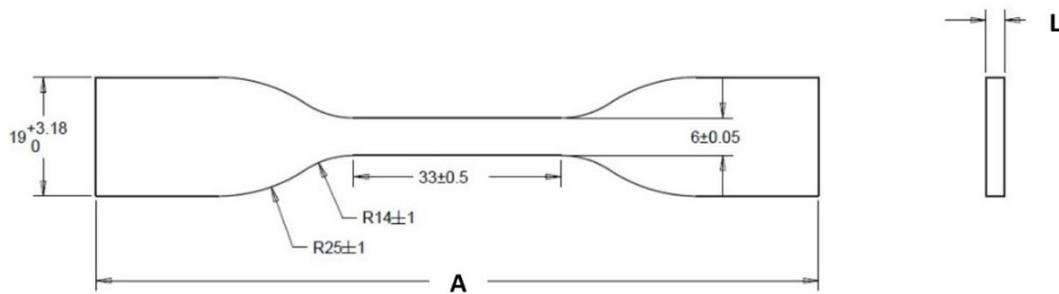
### 3.4.1 Desarrollo experimental

Las estructuras sándwich viga fueron fabricadas mediante un material polimérico de la marca eSUN de tipo estructural de impresión, con propiedades de resinas poliméricas fotosensibles creadas a partir de la técnica de manufactura aditiva 3D mSLA usando el equipo de impresión Peopoly modelo Phenom. En el proceso de fabricación capa por capa de la impresión 3D mSLA se observa que la orientación de la capa influye en las propiedades mecánicas del material impreso en 3D. Por lo tanto, todas las muestras se imprimieron en 3D a lo largo de la misma orientación [110-112], siguiendo los parámetros descritos en la Tabla 3.6. Las estructuras sándwich presentan la mejor configuración expuesta en distribución de tiempos de la solidificación de la resina, a su vez, se obtiene menor cantidad de imperfecciones que pudieran surgir, debido a la gran desventaja que experimentan las técnicas de manufactura aditiva, respecto a geometrías tan complejas. Se tienen un “modo de espera durante la impresión: pausa, y un tiempo de transición: lineal”. Los resultados de impresión presentan propiedades muy similares al polímero de ácido poli-láctico (PLA) reportadas en la literatura.

**Tabla 3.6.-** Parámetros de impresión.

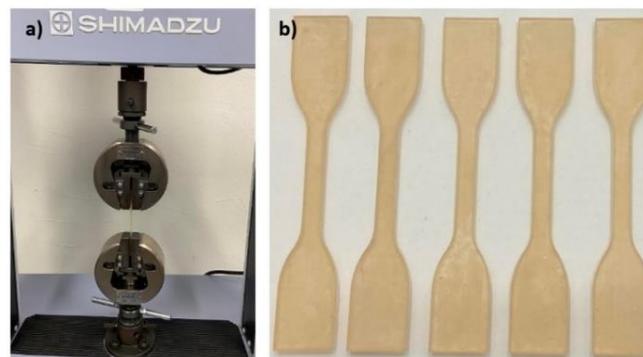
<b>Impresora</b>	<b>Peopoly Phenom</b>
Altura de la capa (mm)	0.05
Recuento de capas inferiores	6
Tiempo de exposición (s)	12
Tiempo de exposición inferior (s)	80
Tiempo de descanso después de la retracción (s)	1
Distancia de elevación inferior (mm)	12
Distancia de elevación (mm)	10
Distancia de retracción inferior (mm)	12
Distancia de retracción (mm)	10
Velocidad de elevación inferior (mm/min)	32
Velocidad de elevación (mm/min)	48
Velocidad de retracción inferior (mm/min)	150
Velocidad de retracción (mm/min)	150
Recuento de capas de transición	6
Decremento del tiempo de transición	9.170

Para el ensayo de tensión se elaboraron probetas siguiendo la norma ASTM D638 [113], de la cual se seleccionó la probeta tipo IV, ya que es ideal para los ensayos de polímeros blandos, esta se recomienda cuando se busca una comparación entre polímeros blandos y otros más rígidos. Dicha norma menciona una longitud A: 115 mm, ancho L: 3 mm y área de trabajo de flexión de 33 mm x 6 mm, como se muestra en la Fig. 3.13.



**Figura 3.13.-** Dimensiones de las probetas tipo IV.

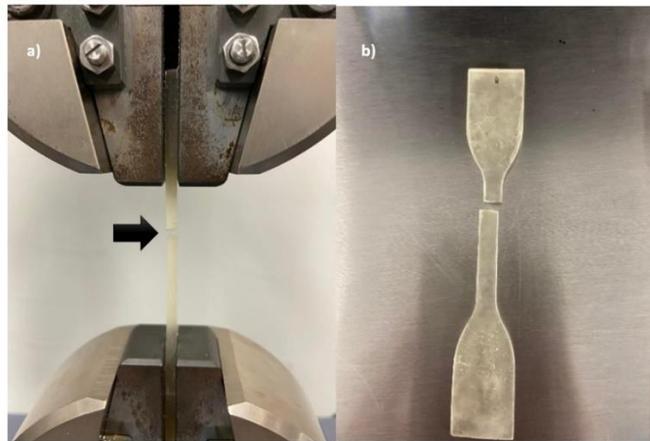
Para estudiar la estructura sándwich polimérica impresa en 3D es fundamental en un primer paso obtener las propiedades mecánicas que presenta el material, en este caso una resina polimérica especializada para equipo de impresión mSLA. Se realizaron ensayos de tensión mediante probetas [114], como se muestra en la Fig. 3.14. Las pruebas de tensión se llevaron a cabo a 0.05 mm/s utilizando el equipo de Shimadzu 10 kN (Fig. 3.14a)) con una celda de carga de 10 kN. (Fig. 3.14 b)). Las pruebas de tensión se realizaron en 5 muestras de impresa en 3D con las dimensiones expuestas en la norma para una probeta tipo IV.



**Figura 3.14.-** Maquina de tensión a) y probetas tipo IV impresas b).

En la Fig. 3.15 a) se muestra el ensayo y la probeta con la falla una vez finalizado, en la Fig. 3.15 b) se observa una falla uniforme horizontal con casi nula o ligera elongación, denotando que el análisis se realizó de una manera uniforme y funcional [105]. La fuerza se midió con una celda de carga y el cambio instantáneo en el desplazamiento del área de referencia mediante un extensómetro. El esfuerzo ( $\sigma$ ) se calculó como la relación de la fuerza (F) sobre el área original ( $A_{\text{indicador}} = 18 \text{ mm}^2$ ), mientras que la deformación ( $\epsilon$ ) se calculó como la relación del cambio en el desplazamiento (L) de la longitud sobre la longitud original ( $L_0=25 \text{ mm}$ ). Ec. (3.1).

$$\sigma = \frac{F}{A_{\text{indicador}}}, \quad \epsilon = \frac{\Delta L}{L_0} \quad \text{Ec. 3.1}$$



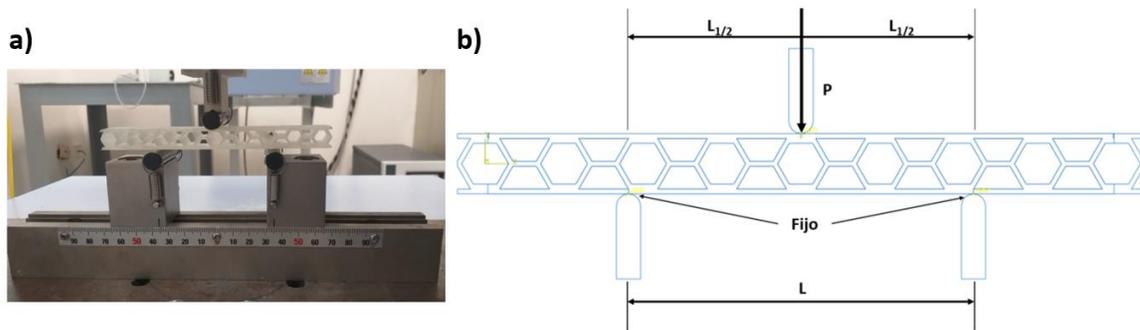
**Figura 3.15.-** Ensayo de tensión a), rotura de probeta b).

Se realizaron pruebas de flexión de tres puntos en las estructuras sándwich viga, se empleó una máquina universal de la marca Shimadzu modelo AG-X Plus, siguiendo la norma ASTM C393 [108], como se muestra en la Fig. 3.17 a), para evaluar la rigidez a la flexión junto con el mecanismo de falla. Se aplicó una velocidad de desplazamiento de 0.5 mm/min con una precarga de 1 N. La celda de carga presenta una capacidad máxima de 100 kN. Mediante la ecuación 3.2 se obtiene el esfuerzo cortante en el núcleo de la viga:

$$\tau = \frac{P}{(d+c)^b} \quad \text{Ec. 3.2}$$

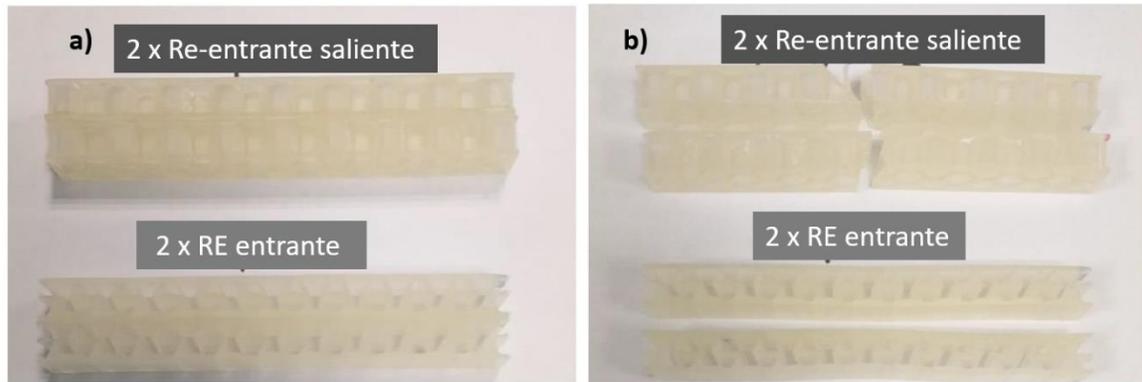
- $t$  = Esfuerzo cortante del núcleo.
- $P$  = Carga.
- $d$  = Espesor del sándwich.
- $c$  = Espesor del núcleo.
- $b$  = Ancho del sándwich.

Los 4 ensayos se realizaron tomando en cuenta la distribución de la normativa, la figura 3.17 b) muestra las características del ensayo de flexión. Se parte de un punto central, el cual se le aplica una carga perpendicular ( $P$ ) partiendo desde el eje "Y" generando un desplazamiento, hasta recorrer todo el espesor de la muestra (12 mm), considerando dos soportes inferiores donde descansará la muestra con una separación de 71 mm ( $L$ ).



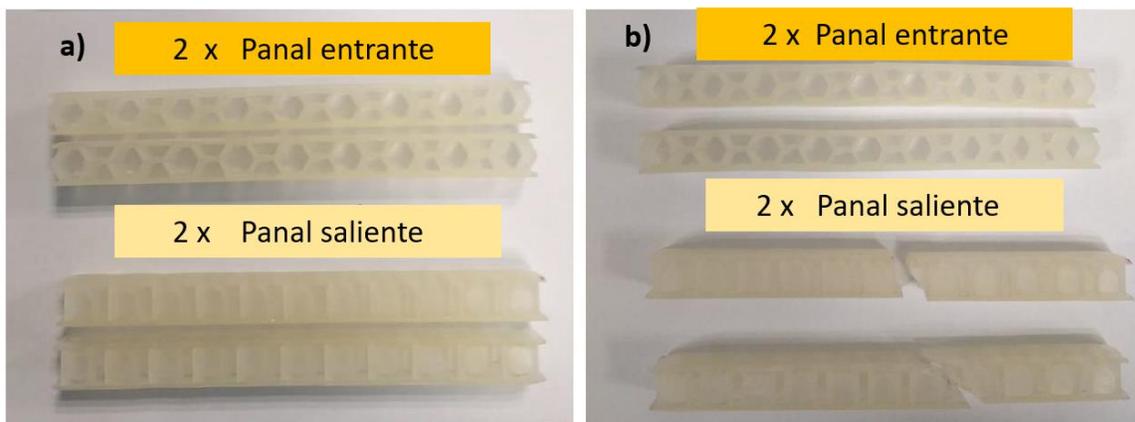
**Figura 3.17.-** Dimensiones de montaje de ensayo de flexión.

A continuación, se presentan los resultados del ensayo de flexión experimental de la estructura sándwich viga auxética como se muestra en la Fig. 3.18, donde a) muestra el sándwich viga en un estado inicial, mientras que b) muestra las estructuras con una fractura debido a la carga de flexión. En las estructuras con configuración saliente hubo una falla por toda el área transversal desde un punto central, mientras que las estructuras configuración entrante solo se obtuvo una fisura en un ligamento de una celda unitaria re-entrante [115-117]. De aquí en adelante, para no generar confusión, el arreglo con la estructura con núcleo re-entrante y con orientación entrante se nombrará "RE-entrante".



**Figura 3.18.-** Ensayo de flexión datos experimentales re-entrante viga.

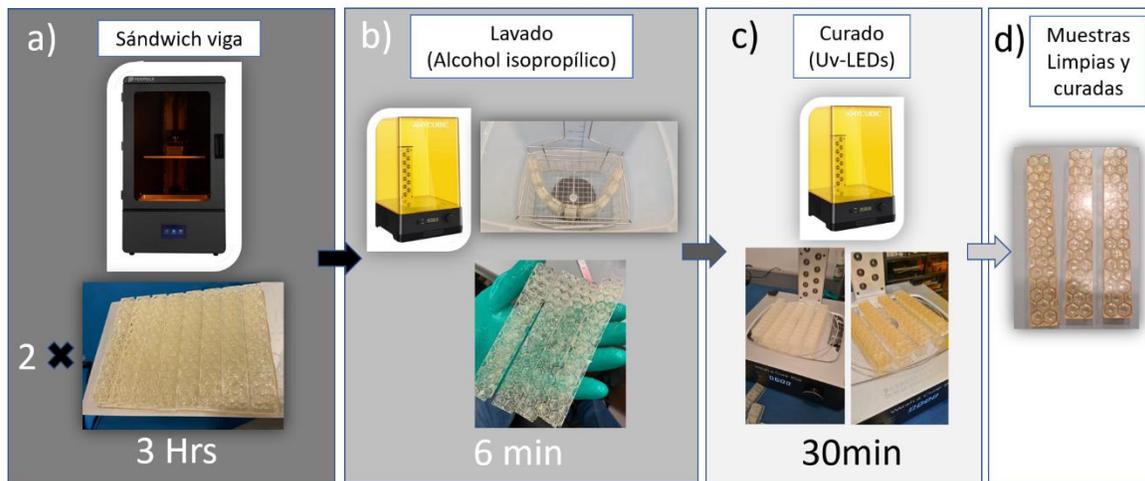
En la Fig. 3.19 se presentan las vigas en un estado inicial a) y un estado después del ensayo de flexión, similar al caso anterior, las estructuras con configuración saliente de celda unitaria re-entrante sufrieron una falla a lo largo de toda su geometría, con la variante que se recorrieron hacia la derecha causado por el comportamiento estructural [44], por otro lado, las vigas configuración entrante solo sufrieron roturas en los ligamentos del núcleo.



**Figura 3.19.-** Ensayo de flexión datos experimentales panal viga.

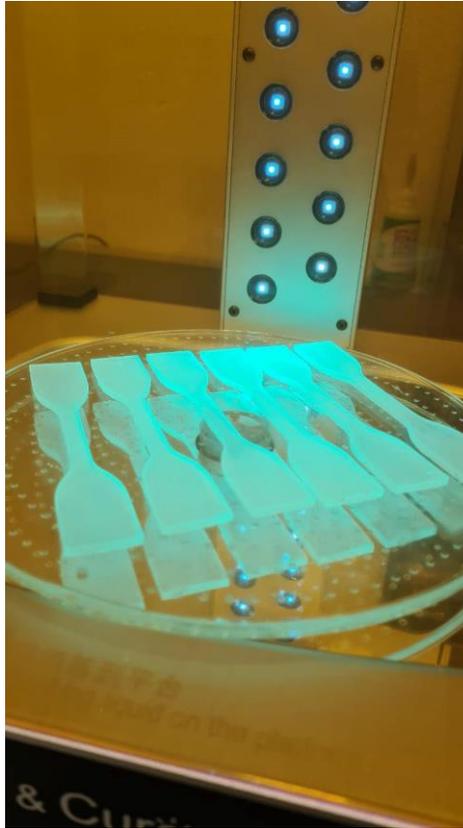
Se presenta a continuación un esquema que engloba el proceso de limpieza y curado de las muestras impresas, tales como el sándwich viga y las probetas, en el cual se muestran el tiempo de lavado sumergido en alcohol isopropílico para cada pieza para lo que se buscó eliminar cualquier impureza que pudiera presentar residuos de impresión, expuesto en la solución durante 6 min y secado al aire sobre un papel absorbente, posteriormente se lijaron

las piezas y se removieron los soportes que fueron formados para su impresión, ver la Fig. 3.20 b).



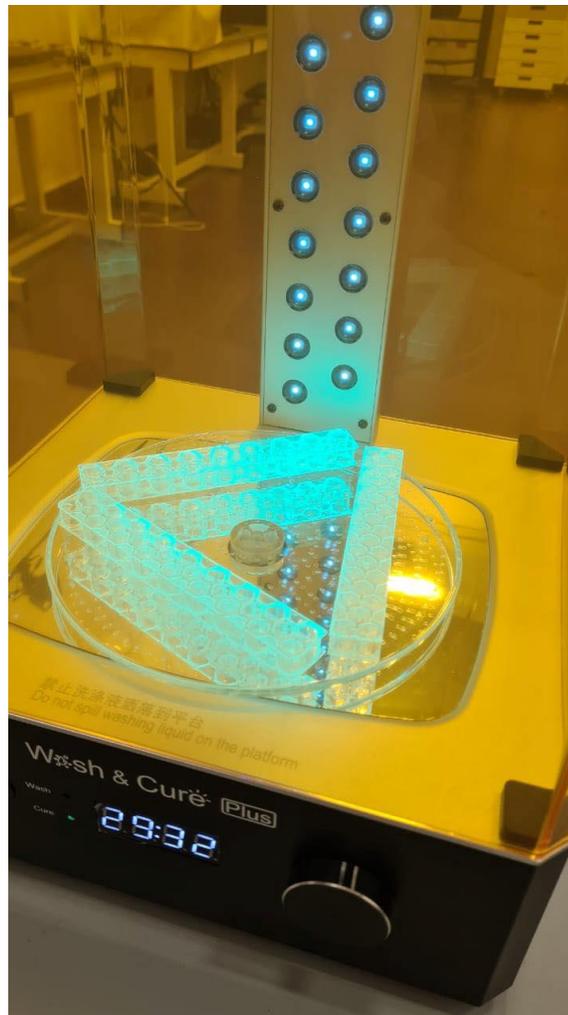
**Figura 3.20.-** Metodología de limpieza b), curado c) y muestras postproceso d).

Teniendo las piezas limpias, se realizó proceso de postcurado usando un equipo ultravioleta (Anycubic Wash & Cure Plus Machine) expuesto durante un tiempo de 30 minutos para cada una de las estructuras, aumentando la solidificación de material debido a la gran cantidad de diferentes secciones que tiene las muestras. Se hace hincapié en el uso de postcurado debido al gran margen de error que pueden tener las estructuras impresas con técnicas de impresión tan complejas [118]. La Fig. 3.21 muestra los tratamientos que recibieron las muestras para su fijación del modelo consistente, obteniendo piezas limpias y homogéneas, las cuales sirvieron para poder recrear las características y réplicas de geometrías, la probeta tipo IV se realizó con el proceso de curado obteniendo piezas con fijación estructural, esos resultados que se suministraron al programa Abaqus se discuten en la siguiente sección.



**Figura 3.21.-** Probetas en el proceso de curado.

Se desarrollaron una serie de arreglos para las geometrías sándwich-viga con núcleo auxético, logrando secar por completo la estructura por el método de curado, debido a que es sumamente complejo secar los ligamentos uniformemente, se usó la misma metodología de curado que en la geometría probeta, como se muestra en la Fig. 3.22. Se ordenaron en formación delta para que los rayos UV recorrieran toda la geometría y tener un resultado uniforme, esta parte es fundamental, debido a que así se pudieron replicar los resultados que arrojan en un principio la manufactura aditiva, siendo en su mayoría resultados aleatorios debido al gran número de planos que podría tener una muestra, y como se menciona en la literatura entre más compleja y pequeña sea una geometría la presión y la homogeneidad disminuye, por lo que se buscó disminuir la brecha de error que propician la mayoría de los defectos y el cambio de propiedades de cada una de las piezas [118]. Ambos casos de vigas re-entrante y panel se realizaron con la misma metodología y mismos parámetros para poder tener un secado en los ligamentos internos de las muestras, con lo que se obtuvieron resultados satisfactorios, estos se exponen en la siguiente sección.

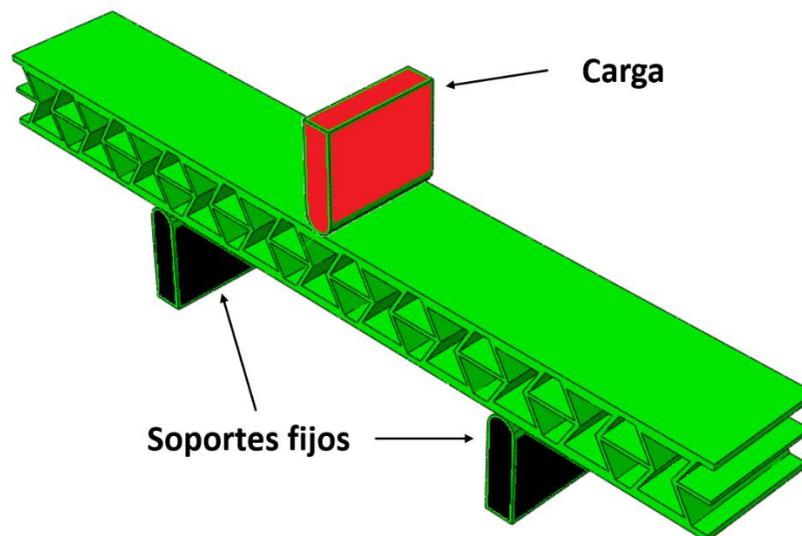


**Figura 3.22.-** Sándwich viga proceso de curado.

### 3.4.2 Modelo numérico

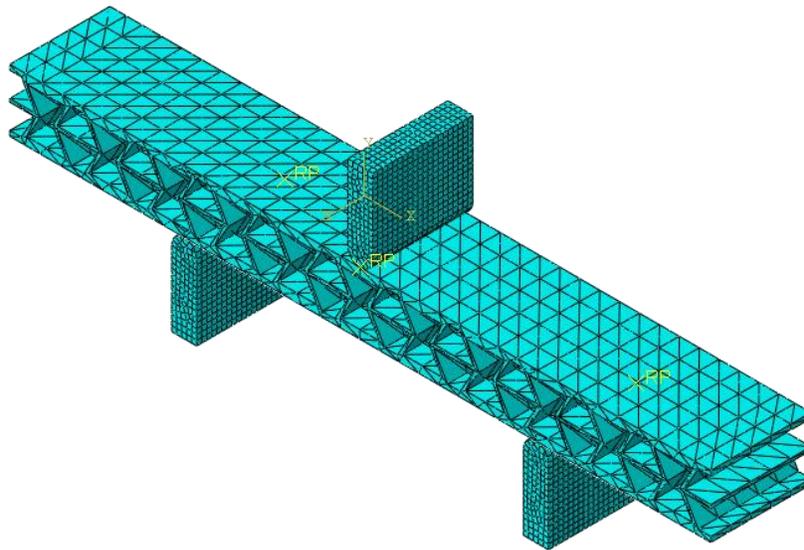
Se realizó un modelo numérico de estructuras tipo sándwich viga bajo una carga cuasi estática de flexión de 3 puntos como se muestra en la Fig. 3.23. El modelado de elementos finitos incluyó en la definición de la geometría, los contactos y las propiedades del material, discretizando el medio y aplicando cargas y las condiciones de frontera.

Para el análisis de flexión de 3 puntos, los soportes fijos y el cabezal de carga se consideran de aluminio con un radio de 10 mm. La carga se aplicó asignando un desplazamiento finito al cilindro superior. Para el contacto de baja velocidad, el punzón se definió como un cuerpo perfectamente rígido. La carga dinámica se aplicó asignando una velocidad inicial al punzón generando un desplazamiento uniforme. Los contactos entre los soportes, el punzón y las estructuras sándwich se consideraron sin fricción. Además, se utilizaron las propiedades del material (resinas poliméricas impresa, ver Fig. 3.14), obtenidos por los ensayos de tensión experimentales y las distancias de posición del ensayo de flexión experimental de acuerdo con la norma ASTM C393 (Fig. 3.17).



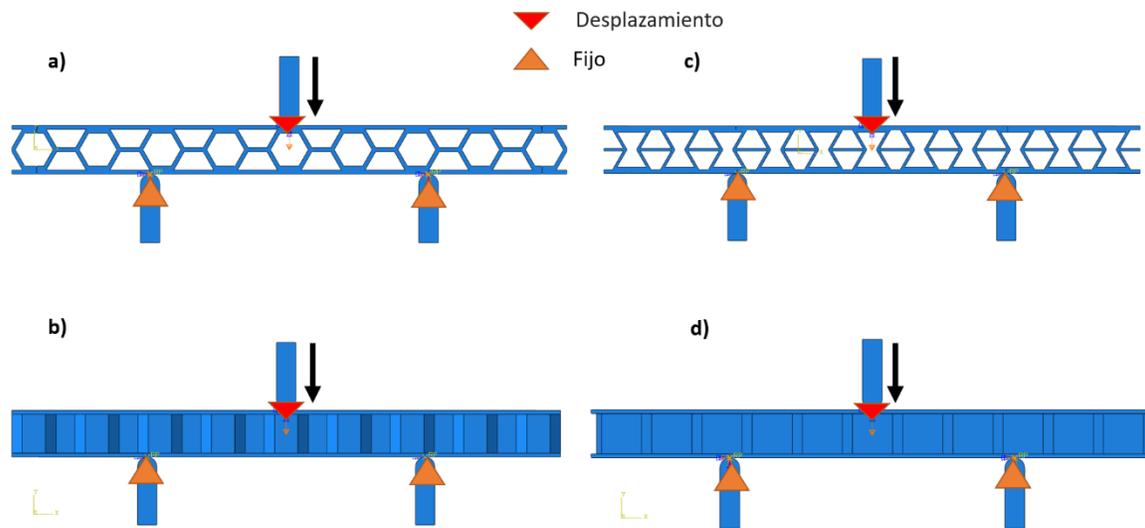
**Figura 3.23.-** Modelado de ensayo de flexión en tres puntos para estructuras tipo sándwich viga.

Las láminas frontales y el núcleo se discretizaron mediante elementos finitos, en los cuales, se seleccionó un elemento C3D8R tipo ladrillo lineal de 8 nodos con elementos tetraédricos y hexaédricos, entrelazados con elementos CBEAM con 1000 y 1050 elementos dependiendo de su núcleo (panal/re-entrante), ver la Fig. 3.24. Se realizó un análisis de convergencia de malla para garantizar que un mayor refinamiento de la malla no afectara significativamente la precisión de los resultados. Se consideran las dimensiones y número de celdas de los modelos experimentales.



**Figura 3.24.-** Mallado de estructuras tipo Sándwich con núcleo auxético.

A continuación, se presentan las condiciones fronteras de los modelos numéricos de estructuras sándwich viga auxética bajo el ensayo de flexión, ver Fig. 3.25. La estructura sándwich viga consta de un núcleo celular de 11 celdas re-entrantes y 9 celdas tipo panal envueltos entre dos paneles. El desplazamiento se aplica desde la parte superior descendente como una carga concentrada que permite que se traslade solo en la dirección  $-Y$ . Las muestras están soportadas en dos puntos, totalmente fijado contra la traslación y rotación ( $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ ). Los arreglos panal-entrante a), panal-saliente b), RE-entrante c) y RE-saliente d), presentan la misma condición frontera sin importar la celda unitaria, como se observa en la Fig. 3.25.



**Figura 3.25.-** Condiciones frontera de los 4 arreglos del modelado de ensayo de flexión en estructuras tipo sándwich viga: panel-entrante a), panel-saliente b), RE-entrante c) y RE-saliente d),

## 4 Resultados y discusión

### 4.1 Introducción

En este capítulo se abordan los resultados de los experimentos detallados en el capítulo anterior. Los primeros resultados que se muestran corresponden al modelo constitutivo de las aleaciones de memoria de forma, estos modelos comparan la aleación base Ti-Zr y la aleación Ni-Ti mediante los modelos matemáticos de Brinson y Auricchio. Posteriormente, se presentan los resultados de los modelos numéricos en un perfil aerodinámico con núcleo auxético y características superelásticas.

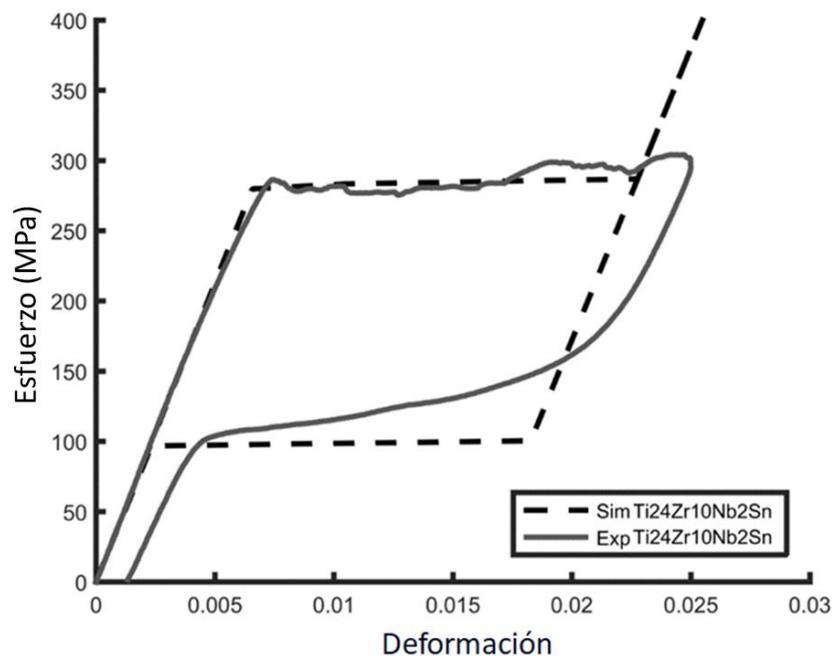
En la segunda fase, se presenta el análisis de estructuras sándwich viga auxéticas. Mediante las técnicas de manufactura aditiva se obtuvieron estructuras tipo sándwich viga con núcleo complejo (panal, re-entrante). A la par, se exponen los resultados de dichas impresiones mediante ensayos mecánicos experimentales (tensión y flexión) y simulados para una posterior comparativa de resultados de desplazamiento y carga antes de fractura.

Por último, en este capítulo, se analizan y discuten los resultados del uso de las geometrías complejas (celdas unitarias; panal, re-entrante y quiral), se analiza el impacto que conlleva el uso de las celdas unitarias y las propiedades de los materiales superelásticos, expuestos en estas dos fases de investigación (perfil superelástico y estructura sándwich viga auxética).

## 4.2 Resultados perfil superelástico

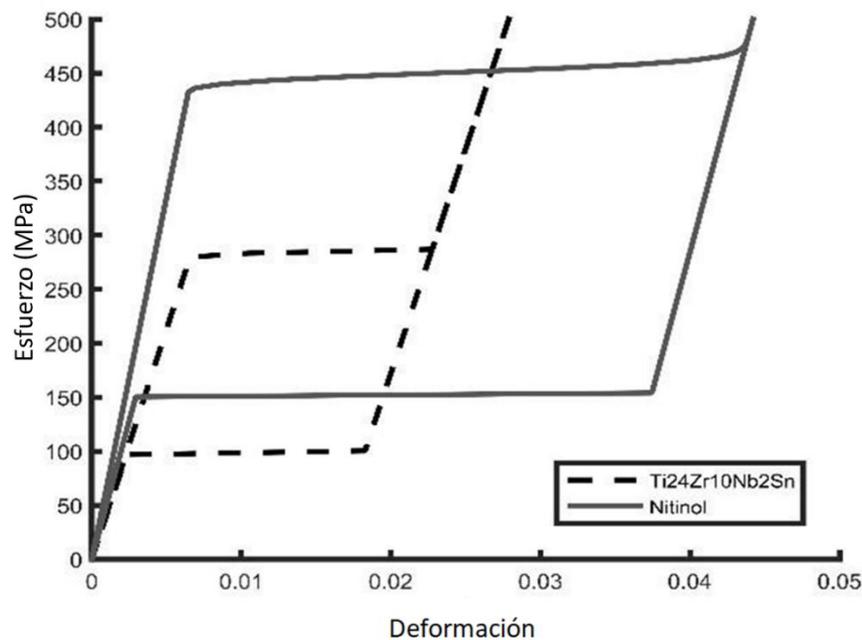
### 4.2.1 Verificación del modelo constitutivo (superelasticidad)

Como primera parte de los resultados se muestran las curvas de esfuerzo-deformación de la respuesta de flujo de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn y el ciclo de histéresis completo asociado con la transformación bajo carga y descarga uniaxial (superelasticidad), ver Fig. 4.1. Además, se presenta una comparación entre los resultados del modelo constitutivo (línea discontinua) y los datos experimentales de la aleación (línea continua). Los resultados de la prueba de tensión se utilizaron para determinar los parámetros del material en el modelo constitutivo. Los módulos de elasticidad de la austenita,  $E_A$  y de la martensita,  $E_M$ , se obtuvieron definiendo una pendiente de la parte lineal del gráfico antes y después de la transformación martensítica. La deformación máxima  $\varepsilon_L$  fue de 0.18%. El modelo constitutivo de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn representa la evolución de la fase martensita y austenita con respecto a los datos experimentales, siendo una representación coherente a los datos obtenidos reportados por Pavón et al. [12, 18, 106, 107].



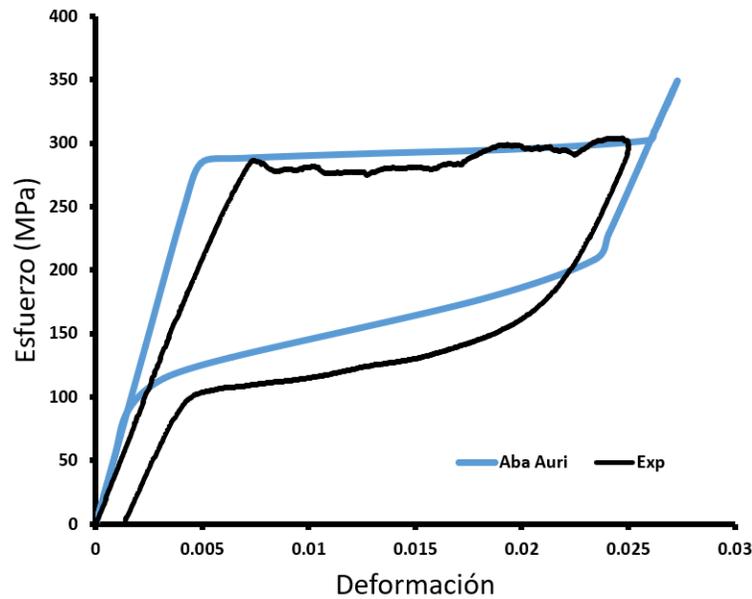
**Figura 4.1.-** Curva esfuerzo-deformación experimental y modelo numérico de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn.

El modelo constitutivo de superelasticidad de Ni-Ti se comparó con la aleación Ti-Zr, ver Fig. 4.2, como se observa, la aleación Ni-Ti (línea continua) presenta mayor deformación (0.04) y mayores esfuerzos (450 MPa) que la aleación Ti-Zr (línea discontinua), esta diferencia es un punto característico, dado que presenta un menor tiempo de cambio de fases y menor rango de histéresis a las mismas temperaturas de la aleación de Ni-Ti, reportado por Brinson [12, 18, 106, 107], siendo la aleación Ti-Zr un buen candidato en la sustitución del uso de la aleación Ni-Ti en aplicaciones aeronáuticas.



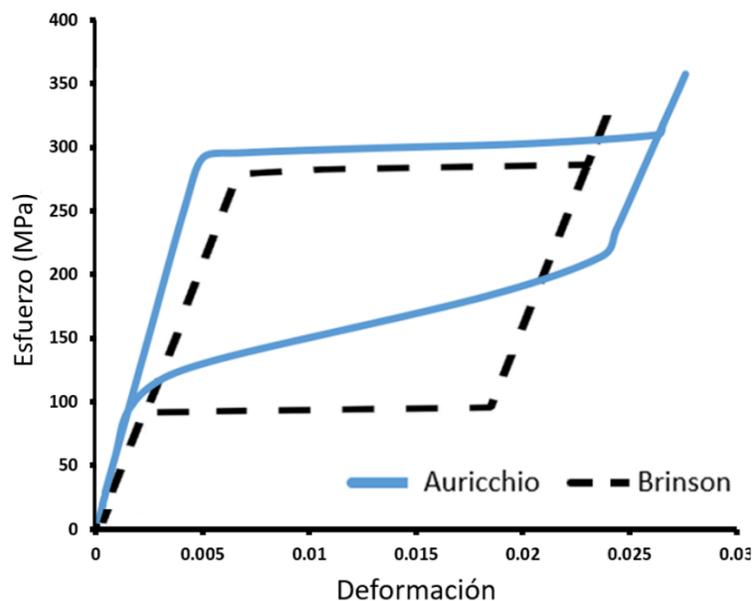
**Figura. 4.2** - Comparativa superelástica Ni-Ti vs Ti-Zr.

A su vez, se realizó una representación del flujo de las fases martensítica utilizando el modelo constitutivo de Auricchio el cual presenta similitudes al modelo de Brinson, cambiando en el número de variables consideradas para SMA, como se puede observar en la Fig. 4.3, su representación se asemeja a los resultados experimentales de la aleación Ti-Zr, reportado por Auricchio [119], se observa un retroceso de esfuerzos a fase austenita de mayor detalle a la representación de los resultados experimentales.



**Figura 4.3.-** Comparativa de resultados experimental y modelado Auricchio superelasticidad.

Teniendo en cuenta ambas representaciones de la misma aleación, pero con modelos matemáticos diferentes, la línea azul representa el modelo de Auricchio y la línea punteada representa el modelo de Brinson [18], ver Fig. 4.4. Se utilizó el modelo de Auricchio para este propósito, debido a la posible comparativa con desarrollos previos.

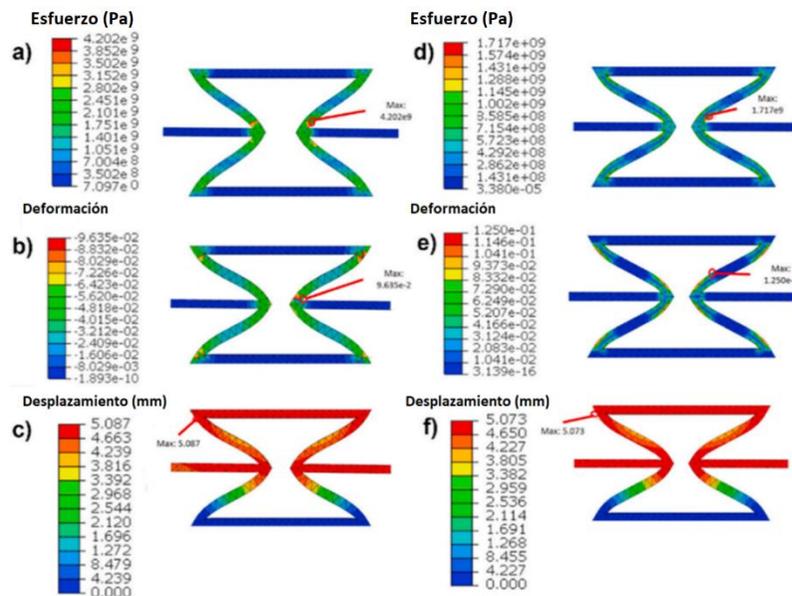


**Figura 4.4.-** Comparativa de modelos fenomenológico SE Auricchio vs Brinson.

#### 4.2.2 Resultados de modelo numerico estructuras auxéticas

En esta sección, se presenta la evaluación de dos tipos de geometrías auxéticas: celda unitaria re-entrante y quiral, ambas embebidas en un perfil aerodinámico AAS y AAC. Para cada configuración, se implementaron propiedades seleccionadas de la aleación Al, Ni-Ti y Ti-24Zr-10Nb-2Sn. Primero, se examina la geometría re-entrante comparando el esfuerzo máximo, la deformación máxima y el desplazamiento para cada aleación. En segundo lugar, se lleva a cabo un estudio comparativo de los resultados de FEA de dos tipos de configuración de perfil aerodinámico. La respuesta de la estructura se simula a una carga de 70N.

En un primer acercamiento del comportamiento se realizó un análisis sencillo de un modelado numérico con celdas unitarias (re-entrante) con propiedades superelásticas (Ti-Zr, Ni-Ti). Los resultados numéricos de una estructura auxética re-entrante simple bajo carga cero para la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn y la aleación Ni-Ti se muestran en la Fig. 4.5. Se aplicó compresión axial continua de 5 mm a la cara superior de la estructura, mientras que la restricción de movimiento (X, Y, Z) está presente en la base de la geometría re-entrante.



**Figura. 4.5.-** Estructuras auxéticas re-entrantes, a) aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn con esfuerzo von Mises, b) aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn con deformación, c) aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn con desplazamiento, d) aleación Ni con tensión de von Mises -Aleación de Ti, e) aleación de Ni-Ti de deformación y f) aleación de Ni-Ti de desplazamiento.

Se observa una ubicación similar entre la posición de los valores máximos de esfuerzo, deformación y desplazamiento. Cabe señalar que la celda unitaria de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn genera un esfuerzo von Mises máximo de 4202 MPa en comparación con el valor de 1711 MPa de la aleación Ni-Ti. La deformación máxima se presenta en la celda unitaria de la aleación Ni-Ti con un valor del 12%, mientras que la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn presenta un valor máximo del 9.6%. En ambas aleaciones es evidente que existen partes inactivas donde se desarrollan esfuerzos reducidos (menos de 150 MPa). La Tabla 4.1 presenta los resultados numéricos de las aleaciones Ti-Zr y Ni-Ti donde se calcularon las diferencias entre el esfuerzo y el desplazamiento relacionado con las interacciones del ligamento.

**Table 4.1.-** Valores máximos de celda unitaria re-entrante.

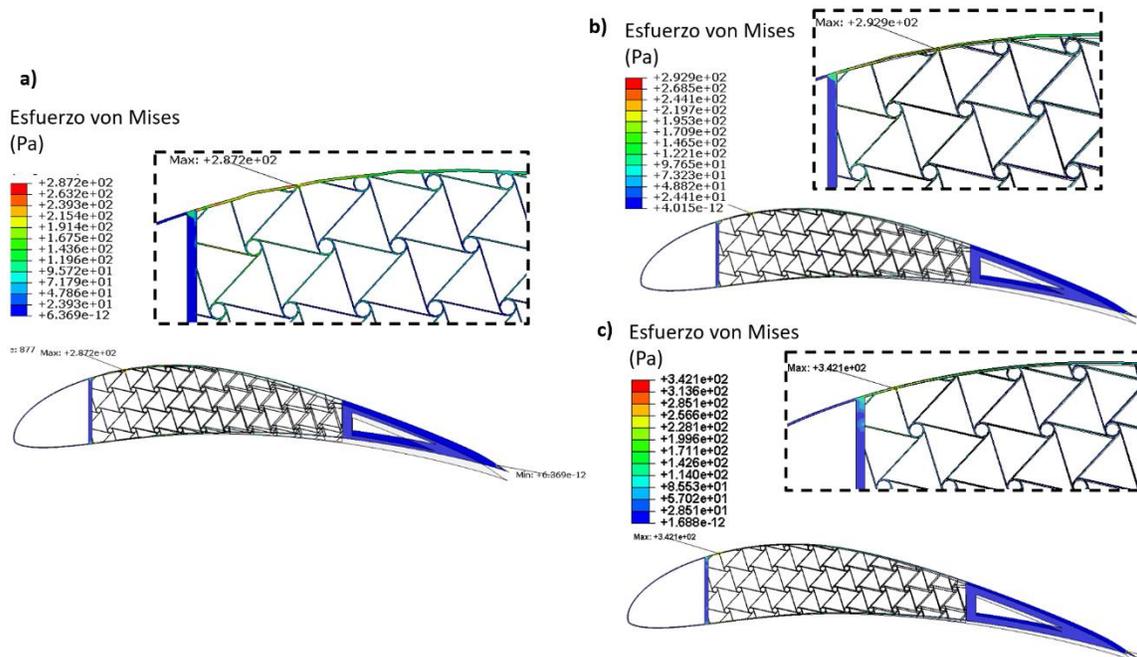
<i>Material</i>	<i>Max. esfuerzo (GPa)</i>	<i>Nodo</i>	<i>Max. deformación (%)</i>	<i>Nodo</i>	<i>Max. desplazamiento (mm)</i>
Ti24Zr10Nb2Sn	4.202	536	9.63	526	5.087
Ni-Ti	1.717	3227	12.50	1937	5.073

La celda re-entrante en combinación con las propiedades superelásticas generan esfuerzos en los ligamentos superior e inferior, reduciendo los efectos de deformación a lo largo de la geometría auxética. La flexibilidad de los núcleos re-entrantes hexagonales presenta una reducción de esfuerzos en la pared celular, como lo afirman Heo et al. [44]. Estos núcleos celulares se evaluaron como candidatos para la transformación pasiva de superficies aerodinámicas. El rendimiento de la razón de Poisson de las estructuras auxéticas re-entrantes brinda una ventaja en el mecanismo de transformación, sin embargo, se requiere una gran rigidez y flexibilidad para la superficie aerodinámica de transformación, reportado por Martin et al. [120]. Considerando que los resultados del desplazamiento, así como los valores máximos de esfuerzo y deformación, ocurren en áreas similares, la siguiente sección de esta investigación explora un estudio comparativo de aleaciones embebidas en estructuras más complejas.

#### 4.2.3 Análisis de cargas del perfil superelástico (quiral)

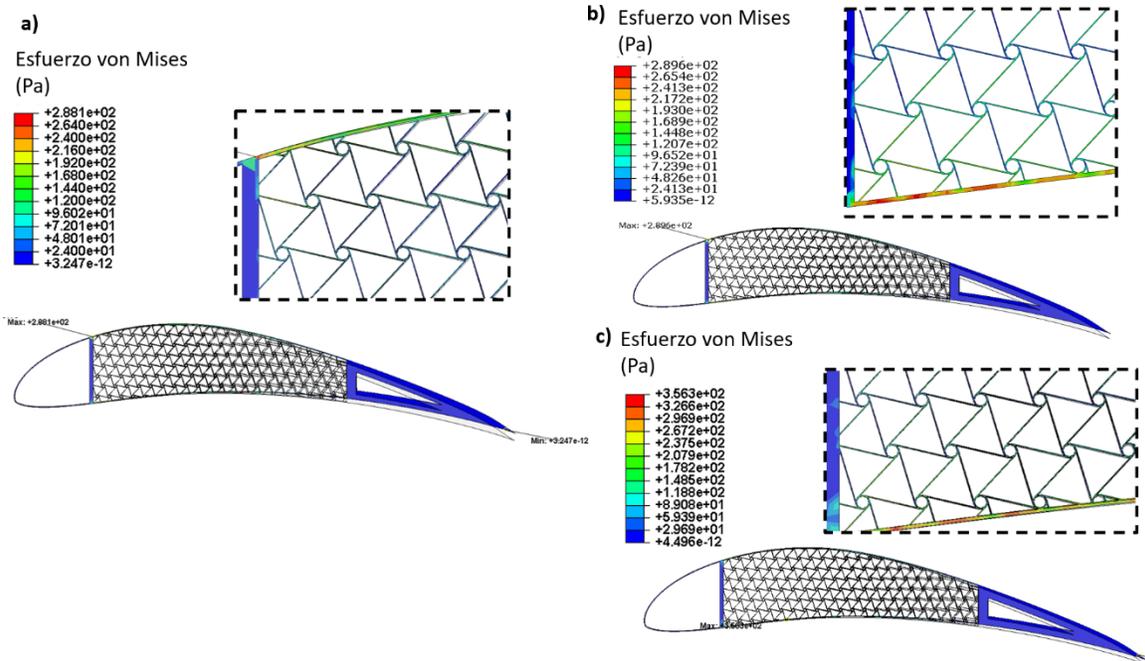
El perfil aerodinámico Eppler 420 se utilizó como estructura principal, la cual contó con un núcleo de celdas unitarias repetitivas. Se realizó un estudio numérico para evaluar la actuación del núcleo auxético de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn. El perfil aerodinámico Eppler 420 fue investigado previamente por Martin et al. [120], donde se evaluó experimentalmente la conformidad de las estructuras quirales. Las propiedades mecánicas de las estructuras celulares de la aleación Al6061-T651 son: módulo de Young de 69 GPa, límite elástico de 276 MPa, densidad de 2700 kg/m<sup>3</sup> y razón de Poisson de 0.33, reportado por Budarapu et al. [2]. Los resultados numéricos de las cargas AAS se muestran en la Fig. 4.6. El perfil aerodinámico auxético se somete a un ciclo de compresión para observar las desviaciones de la linealidad y evaluar la condición de deformación. El esfuerzo máximo generado por el perfil aerodinámico AAS se representa y se compara con la aleación de Ni-Ti y Al. El esfuerzo máximo se observa en la parte superior izquierda de la pared del núcleo auxético de la figura.

La configuración AAS de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn presenta una mejor distribución de los esfuerzos en toda la estructura. Se observó una reducción máxima de esfuerzos del 2% (Ni-Ti) y del 35% (Ti-24Zr-10Nb-2Sn) en comparación con la aleación de Al. Las estructuras auxéticas de Al son propensas a deformación permanente después de compresión, en ese sentido, las estructuras auxéticas superelásticas muestran potencial como materiales ligeros, reportados por Budarapu et al. [2]. Los resultados de la configuración de Al concuerdan con los reportados por Budarapu et al. [2], para una estructura auxética con ligeras modificaciones de la distancia núcleo-ligamento. Los resultados numéricos del desplazamiento del perfil aerodinámico AAC se muestran en la Fig. 4.6. En cada material se produce una carga de 70 N cerca del núcleo auxético. El esfuerzo máximo de von Mises se encuentra en la circunferencia en la aleación de Ni-Ti y la aleación de Al. En estas dos aleaciones, los esfuerzos se reubican en celdas quirales y paredes del perfil aerodinámico Eppler 420, Budarapu et al. [2]. Las estructuras quirales exhiben deformación en el plano debido a la rotación de elementos circulares que provocan la flexión y la deformación axial de los ligamentos rectos, como afirma Bornengo et al. [102].



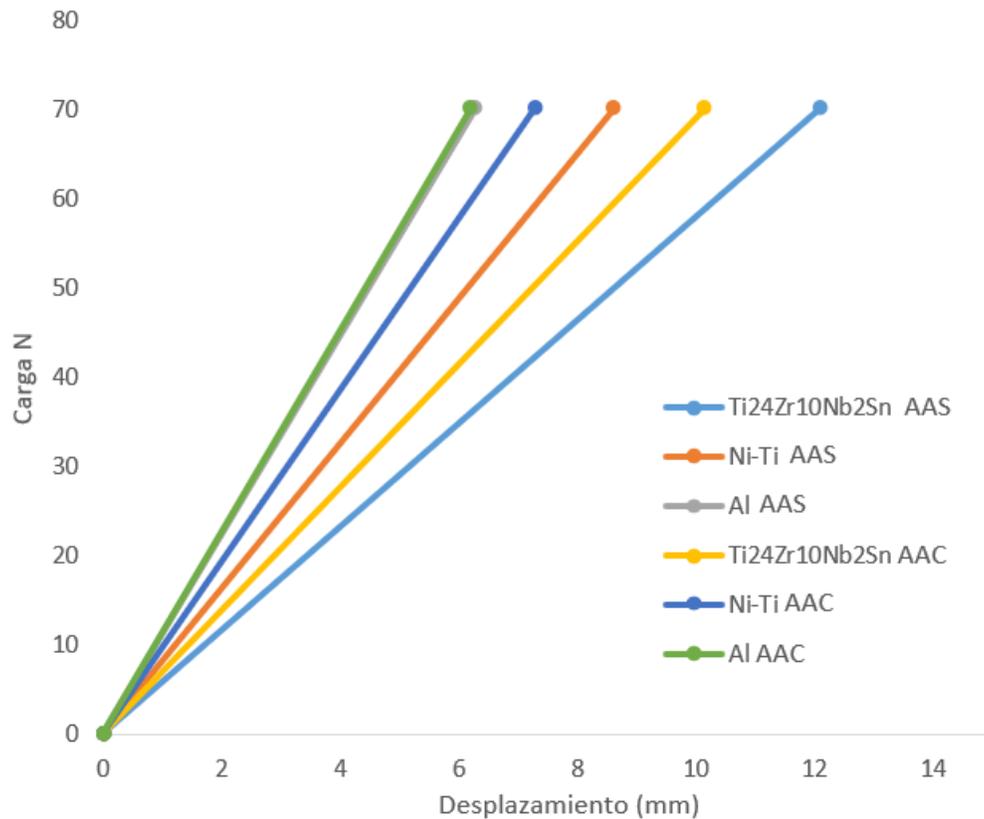
**Figura 4.6.-** Resultados numéricos del esfuerzo von Mises (Pa) para un perfil aerodinámico AAS bajo compresión, a) aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn, b) aleación Ni-Ti y c) aleación Al.

El esfuerzo máximo de AAC aparece en la parte inferior izquierda de la pared del núcleo auxético, ver Fig. 4.7. La aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn presenta un mayor esfuerzo y una mejor distribución de esfuerzos en la estructura auxética. La aleación de Ni-Ti y la aleación de Al presentan esfuerzos máximos en el núcleo auxético. Se observó un aumento en los esfuerzos del 1% (aleación Ni-Ti) y del 39% (aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn) al compararse con la aleación Al. La configuración AAC genera mayores esfuerzos, sin embargo, una mejor distribución de esfuerzos en toda la estructura de Ti-24Zr-10Nb-2Sn.



**Figura 4.7.-** Resultados numéricos del esfuerzo von Mises para el perfil aerodinámico AAC bajo compresión, a) Ti-24Zr-10Nb-2Sn, b) aleación de Ni-Ti y c) aleación de Al.

Un gráfico sintetizado de los resultados de carga frente al desplazamiento que consisten en seis estructuras aerodinámicas es presentado en la Fig. 4.8. Se exhibe un gran desplazamiento en el borde de salida. Se observa que al aumentar el número de núcleos la estructura alcanza un desplazamiento de 10 mm (AAC-Ti-Zr), aumentando así los esfuerzos en aleaciones superelásticas. Las configuraciones AAS presentan menores esfuerzos, aunque estas condiciones tienen un límite de desplazamiento de 11.6 mm en la aleación Ti-Zr. La relación L/R fue explorada por Spadoni et al. considerando dos relaciones L/R de 0.6 y 0.8 [45]. Se observó una diferencia en el cumplimiento para los dos núcleos quirales. Investigaciones futuras pueden requerir explorar el efecto óptimo de la topología quiral para las aleaciones superelásticas de Ti-Zr.



**Figura. 4.8.-** Carga vs desplazamiento de los perfiles aerodinámicos con núcleo quiral.

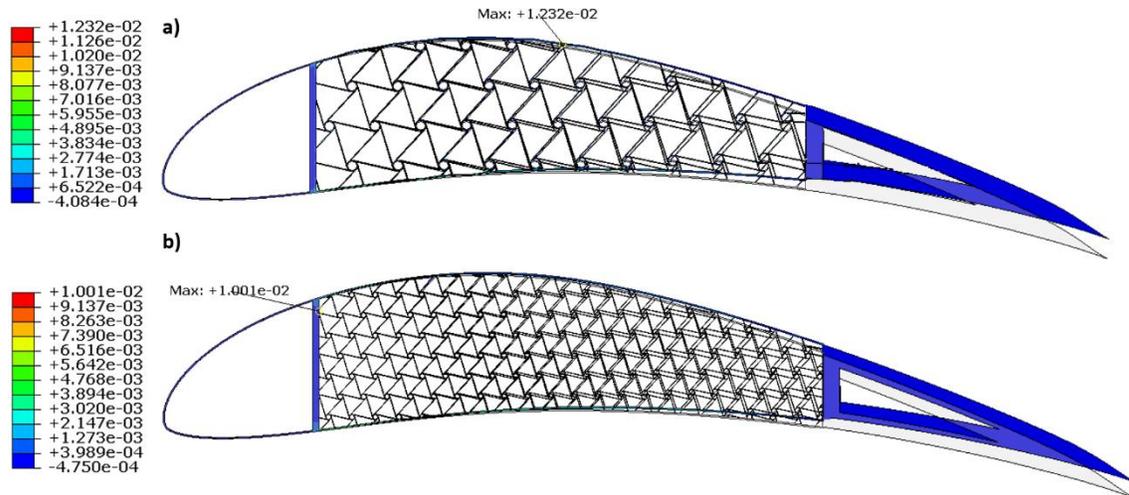
La disposición AAC Al exhibe el menor esfuerzo en las configuraciones AAC, mientras que la configuración AAC Ti-24Zr-10Nb-2Sn presenta el mayor esfuerzo, ver Tabla 4.2. El comportamiento de desplazamiento exhibido es lineal debido a las características lineales del modelo. Las curvas de desplazamiento reportadas fueron validadas con trabajos previos de Spadoni et al. [121]. El gran desplazamiento provoca compresión lateral de las estructuras auxéticas que dependen de la flexión de los ligamentos a medida que se comprimen las filas de celdas, reportado por Shaw et al. [10]. La aleación de aluminio debe permanecer dentro del 0.5 % de deformación para evitar llegar a fluencia, sin embargo, el Ti-24Zr-10Nb-2Sn se puede deformar hasta aproximadamente el 7 %, el grosor del ligamento en la aleación de aluminio debe ser más delgado que el de la aleación superelástica Ti-24Zr-10Nb-2Sn por un factor 14. Es evidente que ambos materiales ofrecen ventajas individuales. Sin embargo, la combinación de ambas aleaciones puede ofrecer propiedades adaptativas, fuera de las que

ofrecen las aleaciones superelásticas, aportando eficiencia en el contexto de estructuras activas.

**Tabla 4.2.-** Valores máximos de esfuerzos von Mises y desplazamiento de las estructuras perfil quirál.

<i>Material</i>	<i>Max. Esfuerzos (Pa)</i>	<i>Max. Desplazamiento (mm)</i>
<b>Quiral 3 celdas AAS</b>		
Ti <sub>24</sub> Zr <sub>10</sub> Nb <sub>2</sub> Sn	287.2	12.08
Ni-Ti	292.9	8.597
Al	342.1	6.267
<b>Quiral 6 celdas AAC</b>		
Ti <sub>24</sub> Zr <sub>10</sub> Nb <sub>2</sub> Sn	288.1	10.15
Ni-Ti	289.6	7.275
Al	356.3	6.185

Las deformaciones máximas se examinan mientras se verifica el esfuerzo local del material Ti-Zr en dos estructuras quirales, ver la Fig. 4.9. La piel inferior se segmentó para aumentar las desviaciones del borde de salida e inducir el efecto de rotación quirál. Las líneas indican los valores máximos de deformación. Las estructuras auxéticas con núcleo celular quirales pueden experimentar grandes desplazamientos con esfuerzos reducidos, reportadas por Qiu et al. [122]. Los niveles máximos de deformación son de aproximadamente  $1 \times 10^2$  para el núcleo de AAS, lo que concuerda con el trabajo previo de Bettini et al. [123], donde el desplazamiento local impuesto produce una distribución de deformaciones dispersas en la estructura reticular. Como la estructura quirál AAS llena una parte reducida de la superficie aerodinámica, esto simplifica el análisis numérico y el potencial proceso de fabricación.



**Figura 4.9.-** Deformación principal máxima de perfil aerodinámico núcleo quiral Ti-24Zr-10Nb-2Sn, a) núcleo AAS y b) núcleo AAC.

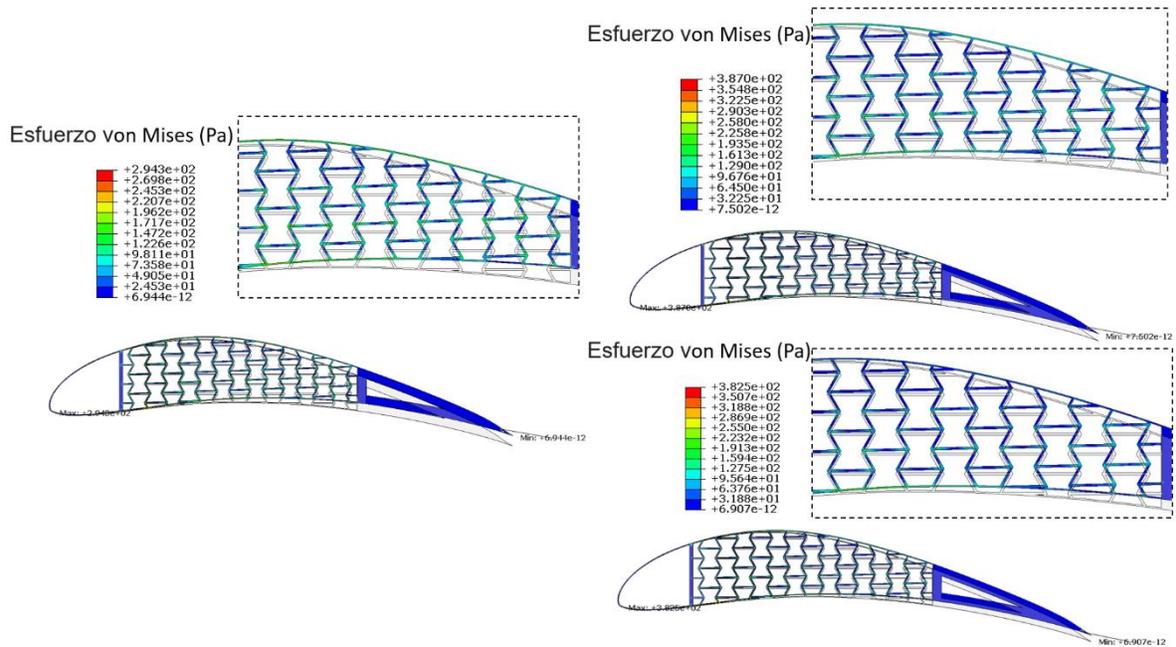
La comparación de las configuraciones permite observar que las tres aleaciones presentan resultados similares en comparación con la aleación de Al, debido a las similitudes en sus propiedades mecánicas, reportadas por Pavón et al. [107]. El número de celdas unitarias quirales (perfil aerodinámico complejo) proporciona una relación de esfuerzo máximo que es proporcional al número de celdas, respecto a lo reportado por Zhu et al. [124].

Los valores máximos del desplazamiento del borde de salida y los esfuerzos von Mises para el perfil aerodinámico AAS se observan en 11.6 mm (Ti-Zr) y 342 Pa (Al), respectivamente. En el caso de carga de 70 N, los valores máximos de AAC del desplazamiento del borde de salida y el esfuerzo von Mises son 10 mm (Ti-Zr) y 356 Pa (Al), respectivamente. Heo et al. [125], evaluó el cumplimiento de tres configuraciones de superficies aerodinámicas auxéticas en el rango elástico de la red central. La carga máxima notificada es de 232 N para estructuras quirales con un desplazamiento máximo del borde de salida de 7 mm. El esfuerzo máximo se encuentra en la parte superior y frontal de la superficie aerodinámica, como se informó en el presente trabajo. La gran deformación elástica durante el vuelo es un atributo valioso para el perfil aerodinámico de transformación suave. Para condiciones de carga dadas, se observa que los desplazamientos y esfuerzos en AAS son grandes en comparación con las estructuras AAC. Bajo carga axial continua, los nodos circulares ofrecen la mayor parte de la resistencia a la compresión de la estructura auxética, Spadoni et al. [45].

Los ligamentos de las estructuras quirales exhiben flexión y deformación axial, mientras que la rotación se observa en los nodos circulares, estas características se utilizan para lograr la flexibilidad de la línea de inclinación del perfil aerodinámico debido al cambio de distribución de presión. La estructura AAS presenta un desplazamiento local de núcleos de 0.39 mm, mientras que las estructuras AAC presentan un desplazamiento de 0.19 mm. Se observa una relación de desplazamiento de 2:1 en ambas estructuras. Las estructuras celulares generan rigidez debido a las características topológicas ( $L/R$  de 0.90). Para una estructura auxética con la misma celda y topología, como la aleación base Ti-Zr, la fluencia se puede evitar diseñando la estructura de manera que la deformación máxima no supere el 7 % durante la carga de compresión.

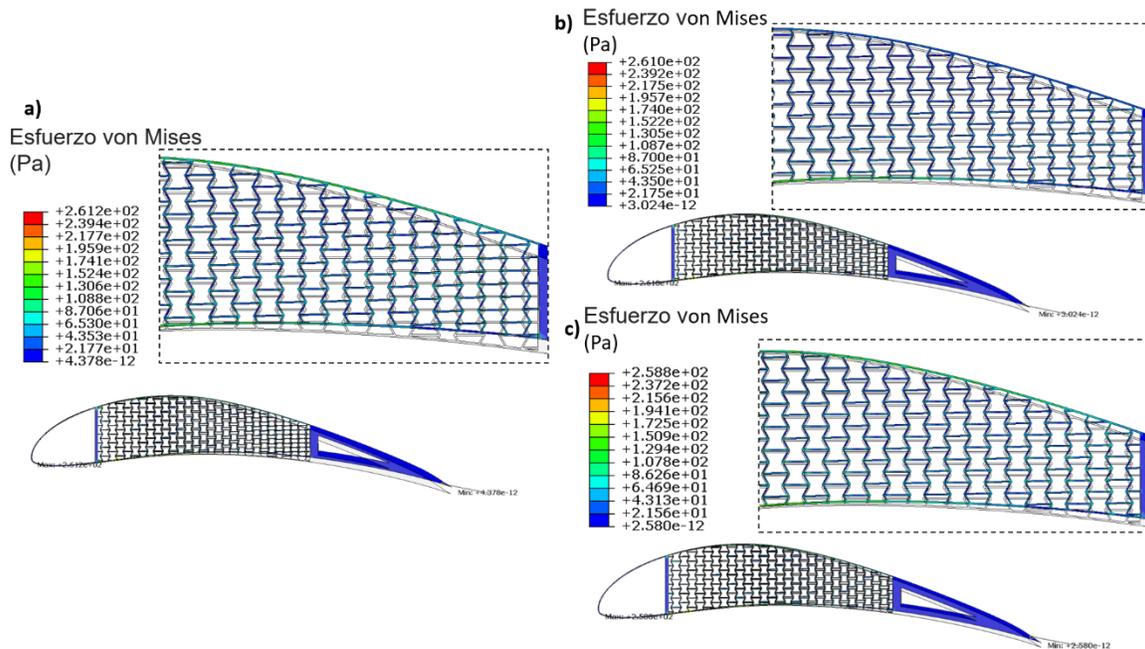
#### 4.2.4 Análisis de cargas del perfil superelástico (re-entrante)

En la sección anterior se abordaron estructuras de perfil aerodinámico con núcleo quiral, en esta sección se procederá a realizar una variante en el núcleo de celdas unitarias. Para este caso, se utilizó la geometría re-entrante, tratándose similar al perfil con configuración AAS con aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn. La aleación base Ti-Zr, como se muestra en la Fig. 4.10 a), presenta una mejor distribución gracias a su mejor distribución de carga, a lo largo de todas las celdas re-entrantes, en comparación con las otras dos aleaciones. Se observó una reducción máxima de esfuerzos del 30% (Ni-Ti) y del 32% (Ti-24Zr-10Nb-2Sn) en contraste con la aleación de Al. Se presentó rigidez en las partes exteriores de la estructura Eppler 420 sin llegar a deformación permanente. El esfuerzo máximo von Mises se concentra en la circunferencia inferior izquierda en la aleación de Ni-Ti, como se aprecia en la Fig. 4.10 b) y la aleación de Al en la Fig. 4.10 c). En estas dos aleaciones, los esfuerzos se reubican en una menor coloración de las celdas re-entrante solo presente en los puntos de intersección de los ligamentos y paredes del perfil aerodinámico Eppler 420, reportados por Heo et al. Y Budarapu et al. [2, 44]. Las estructuras re-entrante exhiben una deformación de rotación debido a los mecanismos de acción, generando un apilamiento de sus ligamentos respecto a sus ángulos de movimiento y generando el desplazamiento conjunto de la geometría, Heo et al. [44].



**Figura 4.10.-** Resultados numéricos del esfuerzo von Mises para el perfil aerodinámico re-entrante AAS bajo compresión, a) aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn, b) aleación Ni-Ti y c) aleación Al.

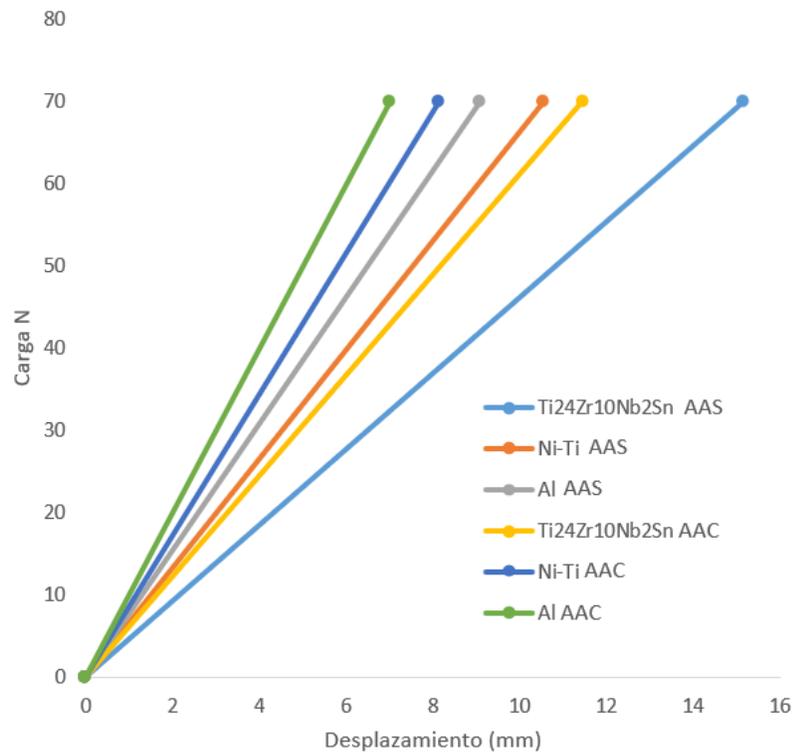
En el perfil re-entrante con mayor número de celdas (6 celdas) se apreció otra similitud, el esfuerzo máximo de AAC se presenta en la parte inferior izquierda de la pared del núcleo auxético. La aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn presenta un mayor esfuerzo y una mejor distribución de los esfuerzos en la estructura auxética, como se puede observar en la figura 4.11 a). Las aleaciones de Ni-Ti y Al presentan esfuerzos máximos en el núcleo auxético. Se observó un aumento de esfuerzos del 1% (aleación Ni-Ti) y 2% (aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn) en comparación con la aleación Al. La configuración AAC generan mayores esfuerzos, sin embargo, presenta una mejor distribución de esfuerzos en toda el área estructural del perfil de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn. Con el aumento de celdas no se produjo un cambio significativo en el esfuerzo máximo obtenido, se llegó a un equilibrio en los tres tipos de perfil, denotando un límite de uso de celdas en la estructura, como lo menciona Heo et al. [44, 124, 125].



**Figura 4.11.-** Resultados numéricos del esfuerzo von Mises para el perfil aerodinámico re-entrante AAC bajo compresión, a) aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn, b) aleación Ni-Ti y c) aleación Al.

Similar al caso anterior, se realizó un gráfico sintetizado resultados de carga frente a desplazamiento que consta de seis estructuras de perfil aerodinámico, se muestra en la Fig. 4.12. Resaltando un gran desplazamiento en el borde de salida, al disminuir el número de núcleos, la estructura alcanza un desplazamiento mayor de 15.16 mm (AAS-Ti-Zr), aumentando así el esfuerzo en las aleaciones superelásticas. Las configuraciones AAC presentan los menores esfuerzos, aunque estas condiciones tienen un límite de desplazamiento de 7.03 mm en la aleación Al. El núcleo re-entrante muestra la mayor flexibilidad de corte, lo que induce un esfuerzo de pared celular local más baja que los otros núcleos celulares diseñados para tener el mismo módulo de corte como lo menciona Heo et al. [44]. Se observó una diferencia notoria en mecanismo de acción para los dos núcleos re-entrantes. Investigaciones futuras pueden requerir explorar el efecto óptimo de la topología

re-entrante mediante cambios de dimensiones, ubicación y ángulos para las aleaciones superelásticas de Ti-Zr.



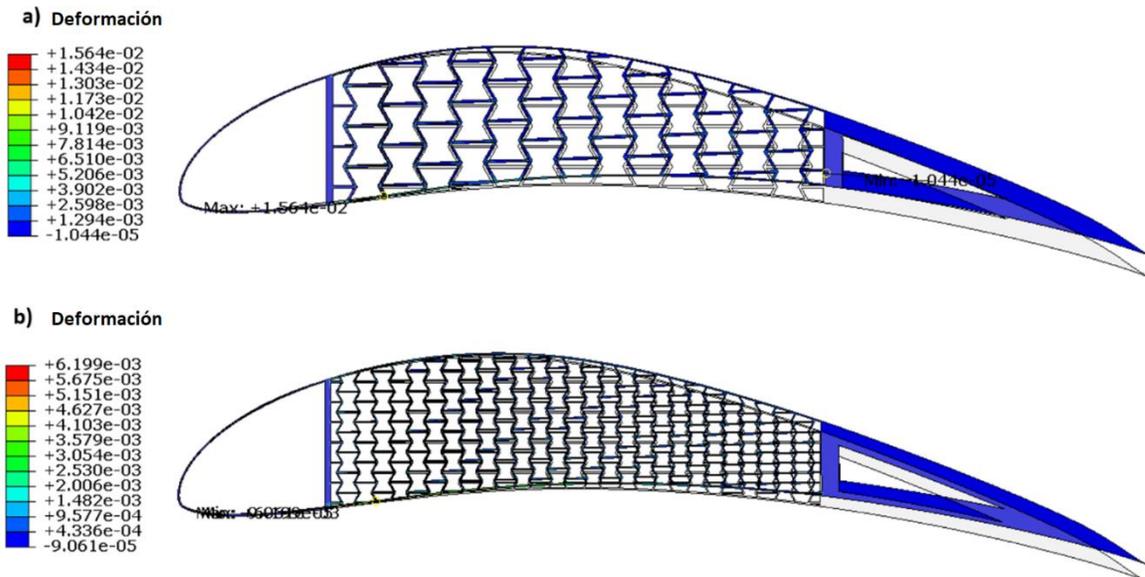
**Figura 4.12.-** Carga vs desplazamiento de los perfiles aerodinámicos con núcleo re-entrante.

Se realizó un estudio comparativo de las 6 configuraciones de los perfiles con celdas re-entrante. La disposición AAC Al exhibe el esfuerzo más bajo de las configuraciones AAC, mientras que la configuración AAC Ti-24Zr-10Nb-2Sn presenta el mayor esfuerzo, ver Tabla 4.3. El gran desplazamiento provoca compresión lateral de las estructuras auxéticas que dependen de la flexión de los ligamentos a medida que se apilan las filas de celdas, representando la razón de Poisson negativa que caracteriza este tipo de estructuras, como lo menciona Spadoni et al. [44, 121]. La flexibilidad de los materiales celulares está asociada con la capacidad de micro rotación de los puntales celulares dentro del rango elástico de un material constituyente bajo deformación macroscópica, reportado por Shaw et al. [10, 44].

**Tabla 4.3.-** Valores máximos de esfuerzo von Mises y desplazamiento de las estructuras perfil re-entrante.

<b>Material</b>	<b>Max. Esfuerzo (Pa)</b>	<b>Max. Desplazamiento (mm)</b>
<b>Re-entrante 3 celdas (AAS)</b>		
Ti24Zr10Nb2Sn	294.3	15.16
Ni-Ti	387.0	10.55
Al	382.5	9.105
<b>Re-entrante 6 celdas (AAC)</b>		
Ti24Zr10Nb2Sn	261.2	11.45
Ni-Ti	261.0	8.146
Al	258.8	7.032

De manera adicional, se examinaron las deformaciones máximas, verificando del esfuerzo local del material Ti-Zr en las dos estructuras re-entrante analizadas, ver Fig. 4.13. La piel inferior del perfil generó un punto de anclaje el cual genera un foco que aumenta las deflexiones del borde de salida e induce el efecto de apilamiento de ligamentos de la geometría re-entrante generando un momento. Las líneas indican los valores máximos de deformación. Estos valores máximos concuerdan con los valores de esfuerzo anteriormente mencionados. Las estructuras auxéticas con celdas re-entrante pueden experimentar grandes desplazamientos con un esfuerzo reducido, reportado por Ju et al. [126]. Los niveles máximos de deformación son aproximadamente  $1 \times 10^{-3}$  para el núcleo de AAC, lo que concuerda con el trabajo anterior de Ju et al. [126-128], donde el desplazamiento local impuesto produce una distribución de deformación dispersa en la estructura de un entramado. Similar a las estructuras quirales, las celdas re-entrante presentaron un mejor comportamiento en el perfil simple (AAS), lo que simplifica el análisis numérico y el potencial proceso de fabricación en las siguientes fases de la investigación.

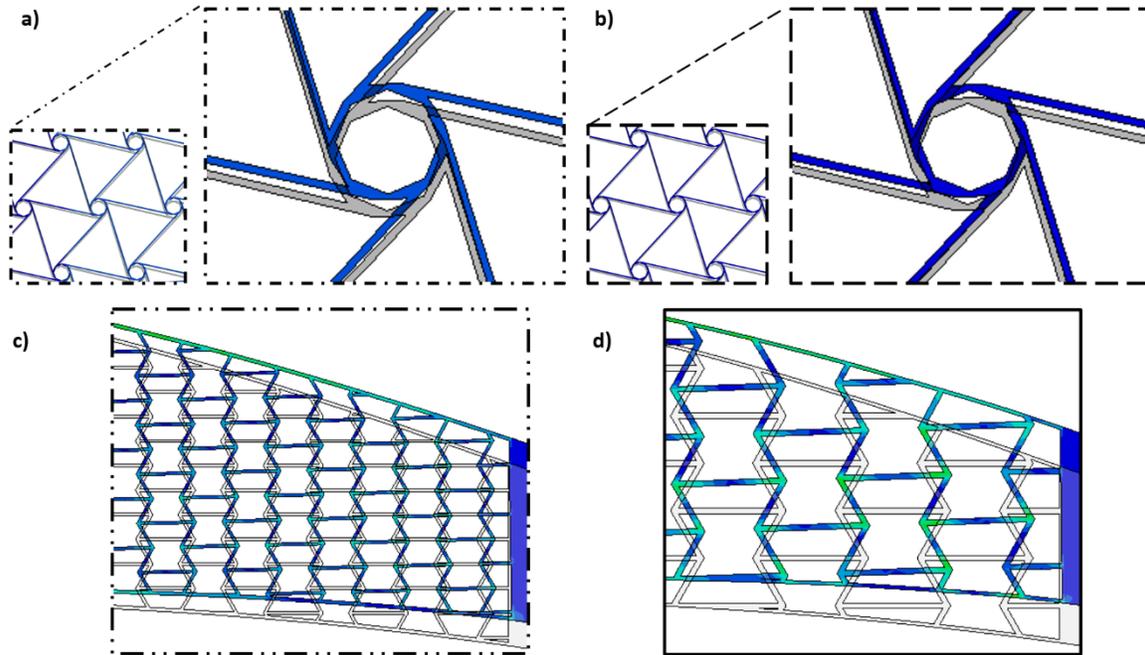


**Figura 4.13.-** Deformación principal máxima de perfil aerodinámico núcleo re-entrante Ti-24Zr-10Nb-2Sn, a) núcleo AAS y b) núcleo AAC

Los valores máximos del desplazamiento del borde de salida y el esfuerzo von Mises para el perfil aerodinámico AAS se observan a 15.1 mm (Ti-Zr) y 387 Pa (Ni-Ti), respectivamente. En un caso de carga de 70 N, los valores máximos del desplazamiento del borde de salida y esfuerzo von Mises son 11.15 mm (Ti-Zr) y 261.2 Pa (Ti-Zr), respectivamente, por Heo et al. [44]. Al igual que el análisis que se realizó con la estructura quiral. Los resultados obtenidos de la estructura re-entrante favorecen el uso de geometrías de núcleo auxético re-entrante, aunado a esto, las propiedades superelásticas favorecen los resultados y posiciona a la estructura como un buen candidato debido a la gran deformación elástica presente y su integridad estructural. Bajo carga axial continua, los ligamentos con razón de Poisson negativa ofrecen la mayor parte de la resistencia a compresión de la estructura auxética, reportado por Ju et al. [125-128].

#### 4.2.5 Comparación de resultados de perfiles de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn

Como se observó en esta sección de perfiles aerodinámicos con núcleos celulares repetitivos, la combinación de las propiedades superelásticas y el uso de geometrías complejas en su núcleo favorece en el desplazamiento y la distribución de carga en dichas estructuras. Se destacan las características en dos puntos, desde las variables de tipo de núcleo y el material considerado. Respecto a las propiedades superelásticas de la aleación Ti<sub>24</sub>Zr<sub>10</sub>Nb<sub>2</sub>Sn, en su mayoría se presentaron menores esfuerzos (rangos oscilantes en los 260 a 295 Pa) y un mayor desplazamiento (10 a 15 mm) destacando su mejor desempeño respecto a las demás aleaciones estudiadas en esta investigación, ver tabla 4.4. La aleación Ti-Zr presenta una mejor distribución de los esfuerzos a lo largo de las dos geometrías, además se presenta una mejor distribución a lo largo de toda su geometría, amortiguando por la propiedad que presentan las estructuras auxéticas. Por último, en la comparativa entre los arreglos del perfil Ti-Zr se comprueban los resultados del uso de las celdas re-entrante, Fig. 4.5, la configuración Ti-Zr re-entrante AAS presenta los menores esfuerzos y el mayor desplazamiento, al igual que el comportamiento Ti-Zr re-entrante AAC presenta características parecidas solo con un cambio de 4 mm (30% menos respecto a AAS re-entrante) menor al desplazamiento final, dando como resultado que la combinación de la aleación superelástica con núcleo re-entrante AAS presenta mejores resultados, ya que al realizar el análisis con la combinación Ti-Zr quiral AAS se observó una similitud en características con la Ti-Zr re-entrante AAC en desplazamientos y esfuerzos. Al usar las geometrías quirales, a mayor número de celdas unitarias se genera mayor desplazamiento, puesto que al tener un centro quiral con 6 celdas unidas, el punto focal de núcleos genera un mayor número de desplazamientos centrales, lo que genera un desplazamiento proporcional, Fig. 4.14 a) y b). Al utilizar menor cantidad de celdas unitarias re-entrante se presenta un mayor desplazamiento, esto puede atribuirse al mayor ángulo de recorrido de los ligamentos, lo que permite desplazarse con mayor facilidad mediante el apilamiento estructural de ligamentos, siendo el principio de uso de las estructuras re-entrante, ver Fig. 4.14 c) y d).



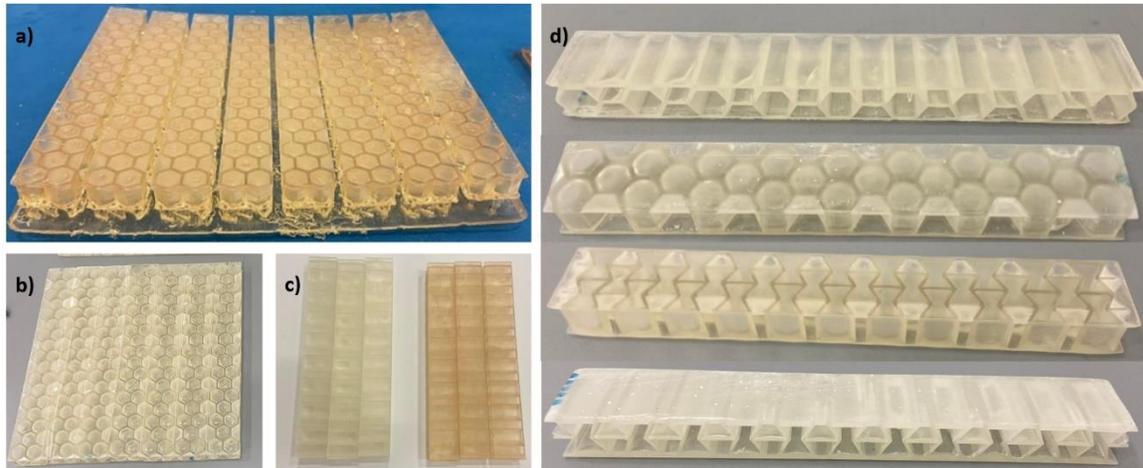
**Figura. 4.14.-** Desplazamiento de estructuras quirales y re-entrante con propiedades superelásticas Ti<sub>24</sub>Zr<sub>10</sub>Nb<sub>2</sub>Sn, quiral AAC a), quiral AAS b), re-entrante AAC c) y re-entrante AAS d).

**Tabla 4.4.-** Comparativa de valores de la aleación Ti<sub>24</sub>Zr<sub>10</sub>Nb<sub>2</sub>Sn.

Celda unitaria (Ti <sub>24</sub> Zr <sub>10</sub> Nb <sub>2</sub> Sn)	Max. Esfuerzo (Pa)	Max. Desplazamiento (mm)
Quiral		
AAS	287.2	12.08
AAC	288.1	10.15
Re-entrante		
AAS	294.3	15.16
AAC	261.2	11.45

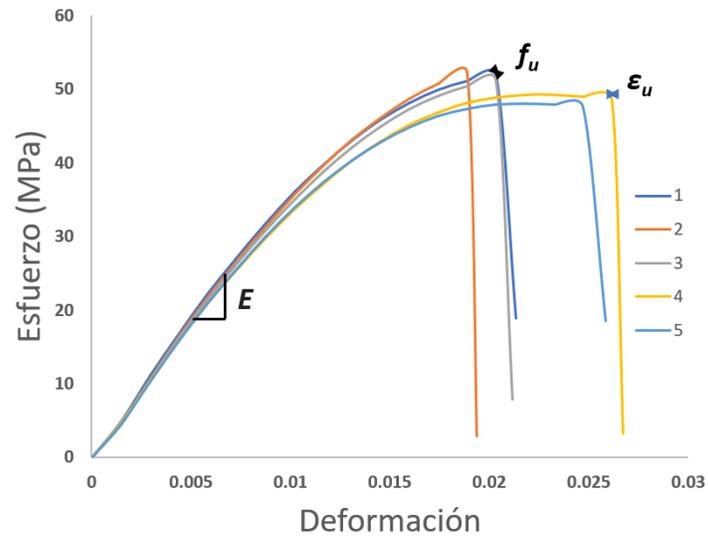
### 4.3 Estudio de estructuras sándwich viga auxéticas

Las estructuras sándwich presentan soportes guías que ayudan a la construcción estructural, dichos soportes son ampliamente usados en el diseño de impresión, generando muestras de alta precisión dimensional en las que no surgen alteraciones respecto a los modelos iniciales y a los resultados experimentales (Fig. 4.15 a), como se menciona en las investigaciones de Dermanaki et al. y Reddy et al. [112, 129]. El uso de las técnicas de manufactura aditiva bajo el principio de resinas fotosensibles endurecidas expuestas a longitudes de onda UV (fotopolimerización en tanque), presentan estructuras realmente complejas, como lo son las estructuras de tipo sándwich con núcleo celulares repetitivos, denotando ser técnicas de impresión altamente precisas y teniendo un margen de error reducido respecto a las demás técnicas de impresión. Inicialmente, se limpiaron las muestras hasta que se desprendieran todas sus impurezas (Fig. 4.15 b)), se cortaron y pulieron los soportes guías con facilidad debido a la configuración descrita anteriormente (metodología de limpieza Fig. 3.20). Se realizó el tratamiento de curado el cual presenta una tonalidad de mayor intensidad de color amarilla (Fig. 4.15c)), el uso de procesos de curados genera cristalización homogénea, por lo que al administrar un proceso de curado adecuado a muestras anisotrópicas sus propiedades mecánicas (módulo elástico y la dureza) presentan una mejora en cada uno de sus planos, como menciona Khalid et al. [118]. Posteriormente, se exponen las 4 variantes con núcleo celular de muestras para realización de pruebas mecánicas (Fig. 4.15d)), estos cuatro arreglos buscan realizar variantes de uso en estructuras más complejas, como lo son los modelos de piel de perfiles aerodinámicos descritos por Bühring et al. [130], estos presentan un reforzamiento de propiedades y distribución de cargas. Se resalta en este trabajo la homogeneidad de las estructuras respecto a sus dimensiones, como se menciona en el trabajo de Gelaziene et al. [131], las técnicas de fotopolimerización en cuba presentan una buena compresión (hasta 20,000 N geometría sólida) sin presentar cambios visibles, esta característica es fundamental para la realización de los siguientes apartados.



**Figura 4.15.-** Resultados de impresión, a) lote mSLA, b) vigas limpias, c) vigas curadas y d) 4 arreglos estructurales tipo viga.

El análisis de esfuerzos de las muestras se presenta a continuación. Se obtuvieron similitudes de propiedades en los resultados de las muestras tipo probeta, lo que llevó a poder utilizarlos en la adaptación de propiedades del modelo numérico. La Fig. 4.16 presenta las curvas de esfuerzo-deformación experimentales de las pruebas de tensión mediante la mSLA. Las propiedades experimentales como el módulo de Young y alargamiento a la rotura se informan de forma resumida en la Tabla 4.5. Los resultados presentan similitud con los reportados por el proveedor de las resinas poliméricas y a su vez, a las investigaciones realizadas por Alomarah et al. [110] mediante impresión FDM, con valor de 45 MPa de esfuerzo máximo y elongación de 0.025. Estos parámetros son de relevancia, ya que son las propiedades que se suministrarán a los modelos numéricos de estructuras sándwich en el siguiente apartado.



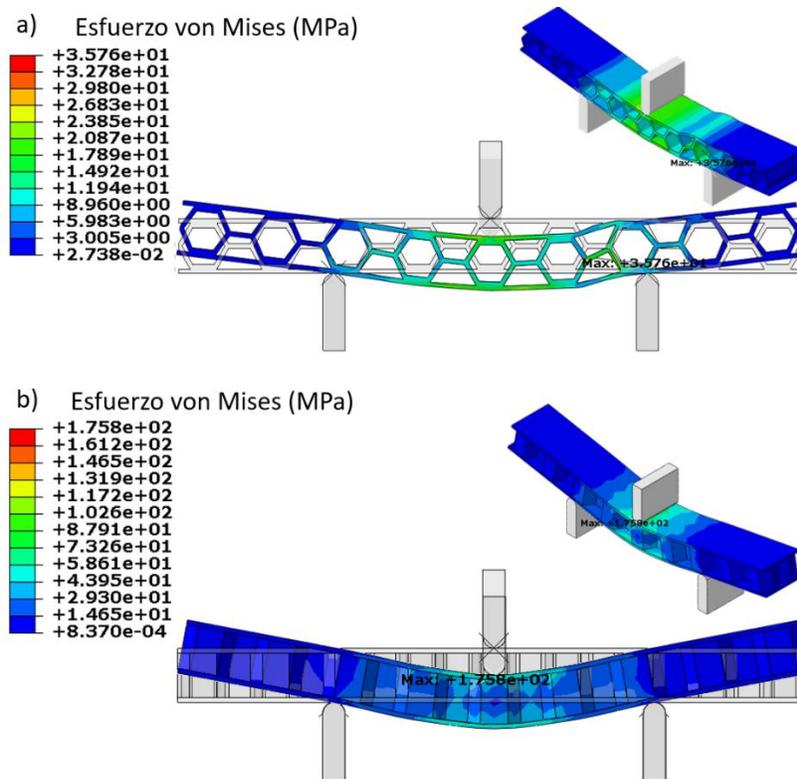
**Figura 4.16.-** Comparación de esfuerzo-deformación en probetas de resina polimérica.

**Tabla 4.5.-** Propiedades de la resina polimérica eSUN.

Parámetros	Magnitud
Módulo de Young $E$	4 GPa
Razón de Poisson $\nu$	0.36
Resistencia a la tensión $f_u$	51 MPa
Alargamiento a la rotura $\epsilon_u$	0.025
Densidad	1.13 g/cm <sup>3</sup>

#### 4.3.1 Modelado numérico en estructura sándwich viga panal/re-entrante

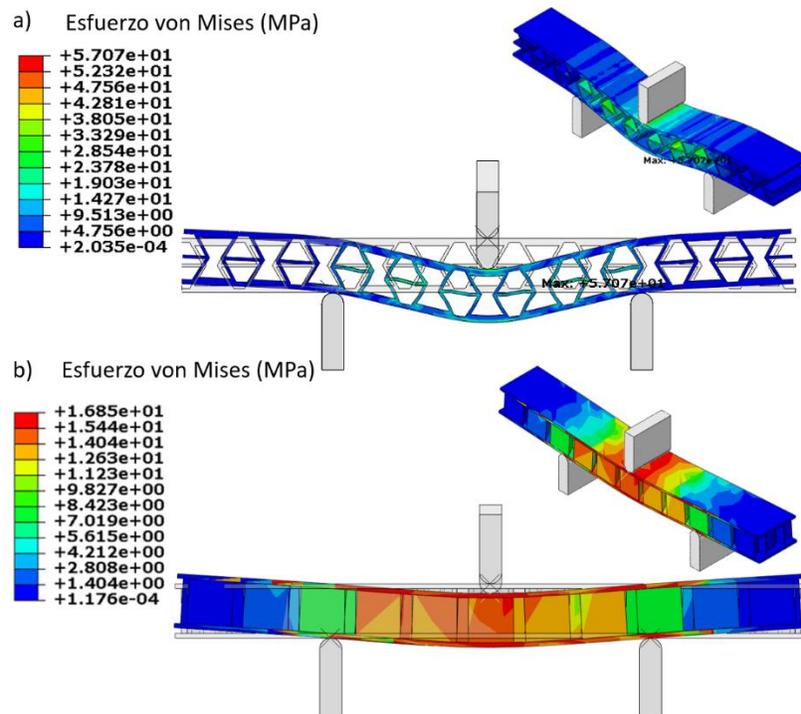
En un segundo paso, se obtuvieron resultados de elemento finito de los ensayos de flexión de las 4 estructuras. En la Fig. 4.17 se presentan los resultados de esfuerzo von Mises donde se explora el esfuerzo máximo, las muestras que contaban con núcleo panal tuvieron un comportamiento similar respecto a la carrera de flexión que presenta las vigas, llegando a un recorrido de 6 mm. El punto focal de los esfuerzos y la distribución de la carga es observable en el núcleo de la estructura, según el análisis de flexión de Alomarah et al. [110] y el estudio de compresión de Dev et al. [132]. El comportamiento de las estructuras con núcleo panal resulta en múltiples colapso de los núcleos en diferentes ubicaciones específicas, observando un mayor apilamiento de carga dependiendo de su orientación de celda. La estructura panal presenta un equilibrio dependiendo de la carga, esto es apreciable en la estructura sándwich viga del arreglo panal-entrante (175 MPa), presentando una reducción de más de la mitad del esfuerzo máximo (35 MPa) que puede soportar la estructura panal-saliente, denotando una mejor distribución de carga mediante la orientación de la celda.



**Figura 4.17.-** Ensayo de flexión FEA, esfuerzo máximo von Mises, a) panel-entrante, b) panel-saliente,

En la Fig. 4.18 a) se presenta la simulación de ensayo de flexión de la estructura sándwich re-entrante, esta contiene el arreglo de núcleo RE-entrante, en donde se observa un mayor valor del esfuerzo máximo de 57 MPa y una mejor distribución de esfuerzos a lo largo de toda la geometría, presentando una distribución homogénea en núcleo auxético sin llegar a tener una máxima inflexión, como se muestra RE-saliente b), un punto a resaltar es el efecto de la razón Poisson, ésta es detectable debido a que la estructura se comprime y no se genera levantamiento en sus bordes, presentando un menor desplazamiento en eje  $Y$ , esto es un punto a favor a las geometrías auxéticas que presentan NPR, de acuerdo a Alomarah et al., Dev et al. y Yazdani et al. [110, 111, 132]. Se concluye que el comportamiento de las celdas re-entrantes bajo cargas externas (compresión y flexión), presentan esfuerzos relativamente homogéneos en cada una de las capas estructurales, lo que conduce a una mayor resistencia a la deformación y un comportamiento de fractura predecible. Un caso en particular de este estudio fue el presentado por la estructura RE-saliente (Fig. 4.18 b)), en la que se tuvo el

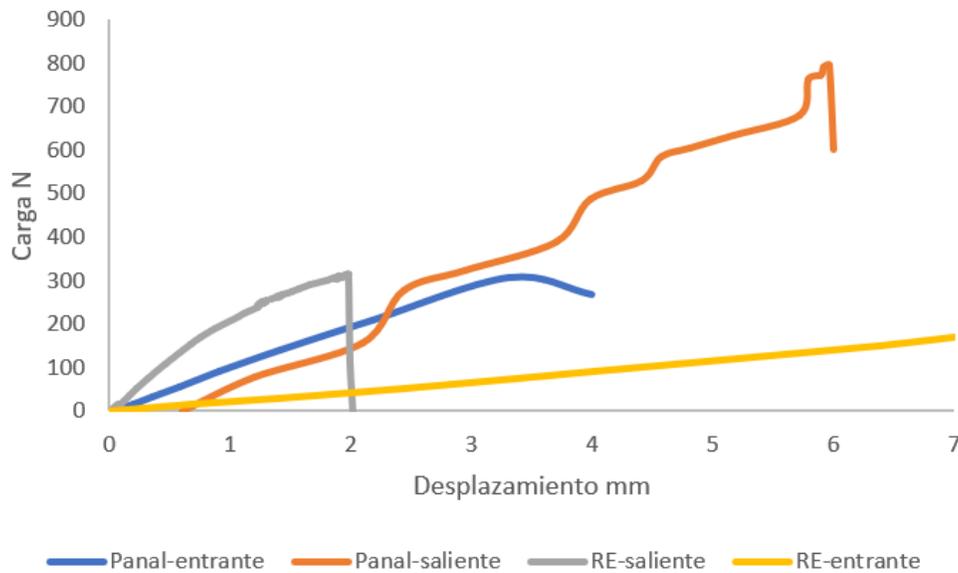
menor desplazamiento total (recorrido de 2 mm) y mayor distribución de esfuerzos en su núcleo, provocando una temprana fractura. Esto puede atribuirse a la razón de Poisson negativa y su efecto a redireccionar las fuerzas aplicadas, limitando la deflexión sin llegar a deformar la estructura RE-entrante de manera permanente, mostrando resultados similares de esfuerzo (51 MPa), reportado por Dev et al. y Essassi et al. [132, 133].



**Figura 4.18.-** Ensayo de flexión FEA, esfuerzo máximo von Mises a) RE-entrante y b) RE-saliente.

La gráfica mostrada en la Fig. 4.19 presenta un comparativo de carga-desplazamiento de los cuatro arreglos de estructuras sándwich vigas (FEA). Se aprecia una desigualdad de resultados, denotando que el cambio de orientación en esta estructura genera múltiples escenarios, siendo la estructura panel-saliente la de mayor carga y mejor desplazamiento (800 N, 6 mm), los demás arreglos permanecen en valores inferiores a la mitad de carga y desplazamiento de los resultados expuestos por el arreglo panel-saliente. Esto demuestra que las propiedades de estas estructuras tipo sándwich se pueden adaptar cambiando varios factores, incluida la topología del núcleo, el grosor de la pared y las láminas frontales, a su vez, estas propiedades también pueden variar debido a cambios en la técnica de impresión de

las estructuras, reportado por Dev et al. [132]. Estos resultados se compararán con datos experimentales en el siguiente apartado.

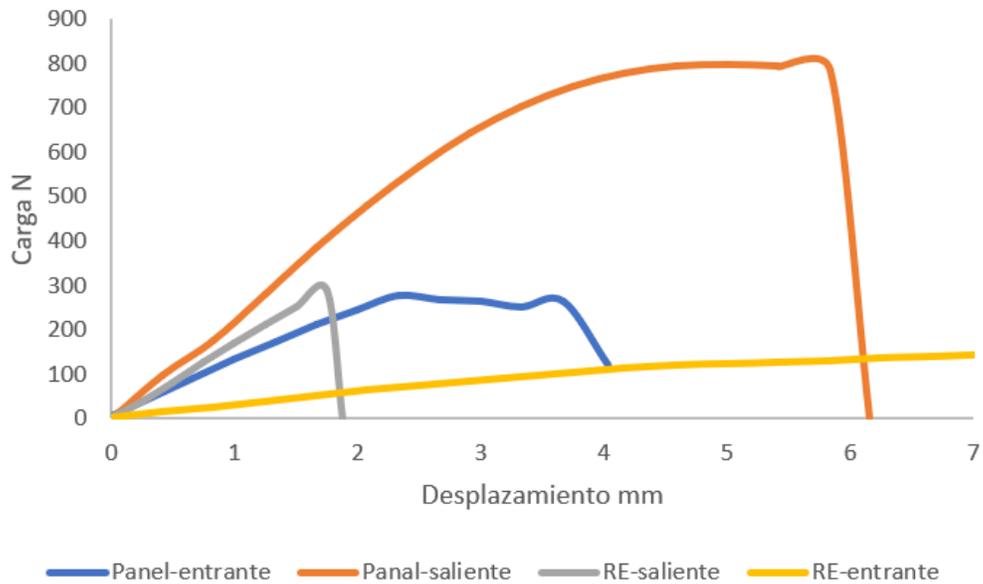


**Figura 4.19.-** Resultados numéricos de carga-desplazamiento de los 4 arreglos de estructura sándwich viga bajo flexión.

#### 4.3.2 Análisis experimental sándwich viga panal/re-entrante

En la presente sección se analiza y compara la relación carga- desplazamiento de los 4 arreglos de sándwich vigas usados en este estudio, ver Fig. 4.20. Las muestras panal-saliente presentan los mejores resultados obteniendo 820 N de carga y desplazamiento de 6 mm de recorrido hasta llegar a su falla. Las demás muestras presentaron un comportamiento menor a la mitad respecto a la estructura panal-saliente. Por otro lado, la estructura RE-entrante, tuvo el mayor desplazamiento antes de la falla, soportando una menor cantidad de esfuerzo (100 N). Las estructuras con configuración entrante no presentaron el efecto llamado de “Snap-through” de estabilidad estructural, lo cual genera múltiples fallas, como se reporta por Keleshteri et al., Yang et al. y Rafsanjani et al. [134-136]. El comportamiento elástico errático en estructuras configuración entrante se encuentra fuertemente relacionado con las

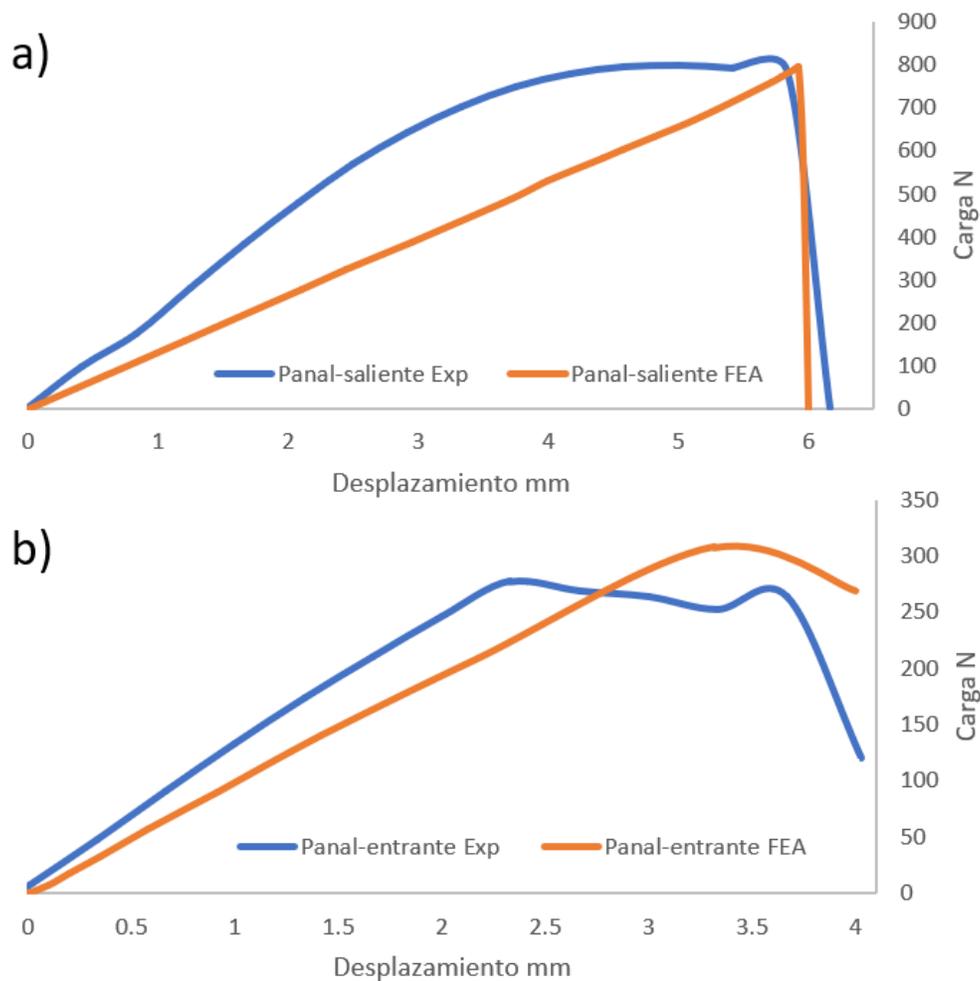
investigaciones de elasticidad bajo ensayos de flexión de las estructuras sándwich reportadas por Liu et al. [137]. A partir de los resultados obtenidos, se propone explorar a detalle las metodologías de impresión y dimensiones estructurales (NPR) en todas sus secciones, se obtuvo similitud de las impresiones, siendo una tarea compleja en la manufactura aditiva a través de las técnicas de fotopolimerización de resinas, reportadas por Dermanaki et al. y Reddy et al. [122, 129].



**Figura 4.20.-** Comparación de carga-desplazamiento de los 4 arreglos de ensayo de flexión experimentales.

#### 4.3.3 Comparación de resultados Experimental vs FEA.

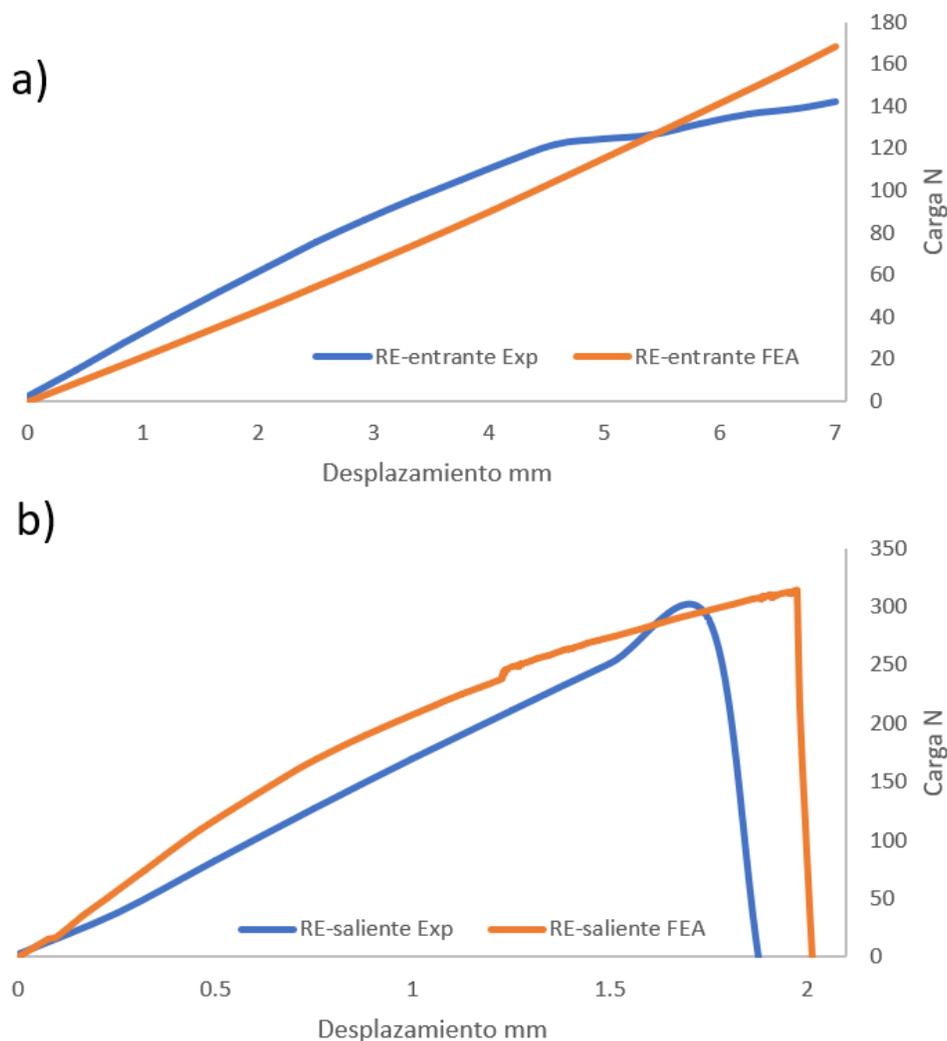
En la Fig. 4.21 se comparan las curvas de carga contra desplazamiento de las estructuras impresas sándwich viga (incluidos 4 variantes de geometrías). Se tomaron en cuenta los resultados de ensayos de flexión de 3 puntos obtenidos mediante pruebas experimentales y numéricas no lineal. Inicialmente se evalúa la geometría panel-saliente, se puede observar concordancia en los resultados de las curvas de carga-desplazamiento entre los resultados numéricos y experimentales, llegando a una carga de 800 N y una falla temprana en el recorrido (6 mm), como se observa (Fig. 4.21 a)). En cambio, las celdas panel-entrante presentada en la (Fig. 4.21 b)) muestra un cambio notorio debido a que llega más rápido a falla (4 mm), soportando una carga aproximada de 250 N, es de resaltar, que la orientación entre las simulaciones de las dos geometrías panel-saliente y panel-entrante comparten una similitud de comportamiento según datos experimentales. Sin embargo, estas presentan un ligero desfase en resultados debido una serie de factores que suelen ser recurrente en los procesos de manufactura aditiva. Uno de estos es asociado al número elevado de capas de la geometría, el cual aumenta drásticamente el factor de error o imperfección de errores por cada una capa apilada. Boyce et al. [138] menciona que la mayoría de las pérdidas en las propiedades mecánicas surge debido a falta de porosidad de fusión entre capas, a comparación de un modelo numérico que se toma como una estructura uniforme. En este sentido, se tendrá que realizar un análisis detallado para recrear el comportamiento de capas de impresión, o generar una impresión sin imperfecciones entre capas, como se reporta por Boyce et al., Yao et al. y Honarvar et al. [138-140]. Otro de los factores es el mencionado “Snap-through” de estabilidad estructural, este es asociado al cambio de mecanismo de las estructuras auxéticas con configuración entrante, como se reporta por Keleshteri et al., Yang et al. y Rafsanjani et al. [134-136].



**Figura 4.21.-** Comparación de carga-desplazamiento de estructuras tipo panel experimentales y numéricas, a) panel-saliente y b) panel-entrante.

A continuación se aborda la comparativa de estructuras con núcleo celulares re-entrante, ver la Fig. 4.22. Los resultados mantienen una similitud a la anterior comparativa de las estructuras tipo panel, los estudios experimentales concuerdan con los resultados numéricos en los valores de carga, presentando ligeras variaciones en los resultados, ver la Fig. 4.22. Los resultados RE-entrante presentan similitud, con una menor resistencia a la carga de alrededor 180 N, siendo la menor carga de los 8 arreglos estudiados, ver la Fig. 4.22 a). Así mismo, se presenta el menor desplazamiento en las estructuras RE-saliente, presentando un punto temprano de ruptura de ligamentos a un recorrido de 2 mm de los 12 mm de la

estructura, ver la Fig. 4.22 a), esto se atribuye a las geometrías re-entrantes debido a su complejidad de impresión respecto a la creación de estructuras con ángulos pequeños, propiciando un aumento en el número de errores en la impresión, reportado por Boyce et al., Yao et al. y Honarvar et al. [138-140]. El trabajo de Essassi et al. [133] presenta similitud de valores de carga máxima de 285 N con los resultados expuestos, se concluye que la orientación de la estructura favorece los cambios en comportamiento de las estructuras, la configuración saliente presentó una correlación más acertada respecto a los resultados experimentales en cuestión de comportamiento y carga aplicada.



**Figura 4.22.-** Comparación de carga-desplazamiento de estructuras tipo re-entrante experimentales y numéricas, a) RE-entrante y b) RE-saliente.

En la Tabla 4.6 se presenta una síntesis de los resultados experimentales y numéricos obtenidos de la carga y esfuerzo máximo de las estructuras sándwich viga. En la tabla se observa una diferencia en todos los arreglos con una media del 5% en sus resultados de carga máxima y esfuerzo máximo, destacando ligeras variaciones en los arreglos con configuración saliente (panal-saliente; FEA 802 N – Exp 794 N, RE-saliente; FEA 313 N – Exp 307 N), lo que concuerda con trabajos previos del uso de esta orientación. Este tipo de efecto de configuración es usual, ya que el orden de los ligamentos de la celda unitaria puede comportarse como una viga convencional de núcleo rígido, reportado por Dev et al. y Essassi et al. [132, 133]. Los mecanismos de equilibrio y amortiguación presentes en las geometrías celulares distribuyen la carga otorgando estabilidad estructural. Los resultados numéricos y la evaluación experimental son congruentes respecto a la orientación de las estructuras que presentan la configuración saliente reportados por Liu et al. [137]. Las simulaciones numéricas pueden utilizarse como un modelo simplificado en los perfiles aerodinámicos compuestos cuyas configuraciones presentan diferentes tipos de núcleos. Li et al. [116] explora estructuras tipo auxéticas a través de ensayos de flexión. Se exponen variaciones de modelos respecto a núcleos con configuración entrante, llegando a la optimización entre estructura y razón de Poisson. Las estructuras tipo sándwich de núcleo re-entrante muestran un modo de falla global debido a su distribución de esfuerzos homogénea, tal como se presenta en los modelos numéricos de este estudio. En la presente investigación solo se explora una variante de arreglo con simetría geométrica. Las estructuras tipo sándwich panal muestran fallas catastróficas debido a la concentración de esfuerzos localizada, similar a los resultados obtenidos para celdas tipo panal en el presente estudio. Las piezas fabricadas mediante manufactura aditiva presentan una disminución en módulo elástico y dureza. Es difícil de lograr un comportamiento homogéneo debido a imperfecciones como: microporos, impurezas o defectos durante el proceso de impresión, como se reporta por Boyce et al., Yao et al. y Honarvar et al. [138-140].

**Tabla 4.6.-** Comparativa de resultados

<i>Núcleo orientación</i>	<i>Max. Carga (N)</i>		<i>Max. Esfuerzo (MPa)</i>	
	FEA	Exp	FEA	Exp
Panal-saliente	802	794	34.57	30.44
Panal-entrante	307	278	12.69	10.61
RE-saliente	313	307	16.85	13.15
RE-entrante	168	142	4.82	5.27

#### 4.4 Discusión de uso de celdas unitarias

En esta última sección se expone un análisis de las dos fases de investigación que se presentaron en la presente tesis. Se estudiaron las geometrías de celdas unitarias de núcleo repetitivo (quiral, re-entrante y panel): 1.- perfil superelástico y 2.- estructura sándwich viga auxética. Es de resaltar que el uso de celdas unitarias en casos específicos genera un aumento o disminución de propiedades mecánicas, dependiendo del área de análisis que esté siendo abordada. En específico, esta investigación aborda el estudio de la celda re-entrante. En ambas investigaciones se utilizó la estructura tipo re-entrante en su núcleo estructural, la cual presentó aumento de desplazamiento estructural, debido a la suma de las distancias de cada uno de sus ligamentos bajo cargas y la distribución homogénea de carga a lo largo del perfil alar.

Se presenta un menor desempeño en soporte de carga para la estructura sándwich viga respecto a las celdas panel. Es de resaltar el resultado obtenido mediante el arreglo de celda panel-saliente y RE-saliente, ya que tuvieron mejor desempeño respecto a la orientación entrante y su acercamiento a los resultados experimentales, en adición, dos factores relevantes al utilizar celdas unitarias son: 1. la cantidad de celdas que se utilizaran en cierta área de trabajo, al tener menor cantidad de unidades re-entrante (perfiles superelásticos) se

presentaba un mejor desempeño y en el caso de estructuras con núcleo quiral, a mayor número de unidades mejor desempeño (distribución de cargas y mayor desplazamiento). El segundo factor primordial es la orientación o localización de celdas, esto se pudo observar en las estructuras sándwich dependiendo hacia donde se dirigen las celdas (entrante y saliente) los esfuerzos cambiaban significativamente. Las estructuras panel presentan mejor acercamiento respecto a los resultados experimentales. Esta situación es más compleja de abordar al momento de embeber una geometría irregular como es un perfil aerodinámico, se considera el número de celdas en una posición en específico y un orden simétrico respecto a al eje y, debido a que el cambio de ángulo o cambio de dimensión genera cambios en los resultados. Las variaciones de topología generan diferentes resultados para las estructuras celulares, esto asociado a la representación de celda y su mecanismo de acción. La celda quiral presenta valores menores respecto a las celdas re-entrante, sin embargo, estos arreglos de estructuras presentaron valores muy cercanos entre los diferentes arreglos, siendo la complejidad de fabricación de las estructuras un reto importante. El uso de técnicas de manufactura aditiva permite un gran campo de exploración, debido a su versatilidad, precisión y disminución de tiempos. Las geometrías celulares complejas presentan una menor cantidad de estudios respecto a las estructuras panel o su variante re-entrante, esto abre la posibilidad de explorar diferentes tipos de estructuras con celdas unitarias complejas (auxéticas), cambiando sus dimensiones (grosor de ligamentos), número de celdas y disposición en la que se encuentre la estructura.

## 5 Conclusiones

En este estudio se presentó en una primera fase la evaluación numérica de estructuras auxéticas superelásticas. Se propuso un análisis comparativo de tres aleaciones: Ti-24Zr-10Nb-2Sn y Ni-Ti. En la segunda fase de esta investigación se desarrollaron estructuras tipo sándwich viga con núcleo auxético utilizando manufactura aditiva. Las principales conclusiones se listan a continuación.

En la primera parte de la investigación se adaptó el modelo fenomenológico de Auricchio a la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn. El modelo constitutivo Ti-Zr predice la respuesta experimental de la aleación y permite una comparación con el sistema Ni-Ti. Las propiedades mecánicas se encuentran dentro de su rango de desempeño, esto genera una gran oportunidad para evaluar nuevos sistemas como alternativa a los de las aleaciones de Ni-Ti. Se desarrollaron modelos numéricos de dos celdas auxéticas (re-entrantes, quiral) en perfiles aerodinámicos. La celda unitaria re-entrante genera valores máximos de esfuerzos y desplazamientos para el sistema Ti-24Zr-10Nb-2Sn y Ni-Ti en las regiones de interacción de los ligamentos. Las celdas auxéticas quirales embebidas en estructuras AAS y AAC presentan mayores desplazamientos y esfuerzos en los arreglos AAS en comparación con los arreglos AAC, se observó una tendencia a mayores esfuerzos en relación con el número de celdas. La aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn presentó la mejor distribución de cargas-desplazamientos a lo largo de todo el núcleo compuesto de celdas re-entrante en estructuras AAS y AAC en comparación de las aleaciones de Ni-Ti y Al.

En la segunda fase de esta investigación se desarrollaron estructuras tipo sándwich viga con núcleo auxético utilizando manufactura aditiva. La técnica de impresión mSLA permitió el desarrollo de arreglos celulares complejos. Se realizó una comparativa de los modelos impresos experimentales y numéricos, presentando una buena aproximación de resultados de esfuerzos von Mises con una diferencia del 5% en distribución de cargas. El uso de geometrías celulares con diferentes orientaciones genera cambios significativos en los resultados estructurales.

Los resultados numéricos presentan valores ligeramente superiores a los experimentales, esto se atribuye a los siguientes factores

- a) Se considera un modelo numérico con características de material elástico-perfectamente plástico.
- b) Las estructuras sándwich viga se consideran con fabricadas a través de capas; sin embargo, se consideran capas perfectamente unidas para el estudio de elementos finitos y modelos de estructuras en mSLA. Además, se consideran materiales isotrópicos; sin embargo, dado que las capas fundidas se depositaron en función de la trayectoria de la impresión 3D, los materiales impresos en 3D presentan características ortotrópicas.
- c) Las resinas de impresión disminuyen sus propiedades cuando se someten a condiciones ambientales elevadas. La anisotropía, la porosidad y las imperfecciones causadas por la impresión 3D deben considerarse en los modelos numéricos para obtener resultados más cercanos en estructuras celulares tipo sándwich.

## 5.1 Aportación científica

El modelo constitutivo obtenido predice la respuesta experimental de la aleación Ti-24Zr-10Nb-2Sn y permite una comparación con el sistema Ni-Ti. Las propiedades mecánicas se encuentran dentro de los mismos rangos de desempeño, esto genera una gran oportunidad para evaluar nuevos sistemas como alternativa a los de las aleaciones de Ni-Ti.

Se han desarrollado modelos numéricos basados en estructuras celulares y propiedades superelásticas para predecir el comportamiento de deformación y desplazamiento de las estructuras bajo cargas puntuales, fabricando estructuras de geometría variante y amortiguamiento de cargas. Debido al excelente mecanismo de acción de los núcleos auxéticos y las propiedades SE, estas influyen en la distribución y desplazamiento de las estructuras tipo perfiles aerodinámicos. Los modelos numéricos proporcionan información inicial de los parámetros de manufactura necesarios para producir geometrías de perfiles alares con núcleo auxético. De acuerdo con esto, la distribución de esfuerzo, resistencia y absorción de energía pueden evaluarse virtualmente, generando nuevos arreglos de perfiles aerodinámicos.

El uso de técnicas de manufactura aditiva con resinas poliméricas fotosensibles, tales como la técnica de impresión mSLA, permiten la generación de prototipos rápidos de estructuras complejas y de ángulos poco ortodoxos, destacando la repetibilidad de dimensiones y estabilidad estructural de los productos finales. La aplicación de procesos de post-curado permite aumentar su repetibilidad y características mecánicas. El desarrollo de experimentos y modelos numéricos permiten un mayor entendimiento de los procesos de manufactura en estructuras celulares. El modelo numérico de la estructura sándwich viga auxética presenta buen ajuste con los resultados experimentales, esto permite su potencial aplicación aeronáutica como soporte estructural, hélices, alas, sistemas de amortiguamiento, etc.

## 5.2 Trabajo futuro

Con el fin de ampliar este trabajo de investigación y obtener un mejor acercamiento en aplicaciones de perfiles aerodinámicos, se consideran las siguientes recomendaciones para futuras investigaciones.

Generar diferentes arreglos respecto a la orientación de las estructuras auxéticas, modificando la topología nuclear del perfil, variando las dimensiones de los ligamentos de las celdas unitarias. A su vez, se consideran diferentes arreglos de ángulos, lo que podría aumentar o fijar su comportamiento de flexión variante e implementar propiedades de aleaciones superelásticas poco estudiadas (Ni-Free, HTSMA, HESMA).

La manufactura aditiva mSLA se utilizó durante el proceso de fabricación de estructuras complejas, lo que podría ampliarse, probando resinas poliméricas de diferentes capacidades mecánicas, otorgando resultados de estructuras precisas y propiedades estructurales específicas para cada campo. A su vez, se consideran cambios dimensionales para aeronaves de mayor tamaño, aprovechando sus cortos tiempos de producción y su gran área de trabajo.

Las estructuras tipo sándwich se podría implementar en una serie de arreglos, tales como: de adhesivos y capas de diferentes materiales, desde las aleaciones de aluminio hasta fibras reforzadas de carbono o kevlar. Se proponen sistemas complejos, los que podrían implementarse en áreas exteriores e interiores de las aeronaves, a la par de altas temperaturas y exposición a diferentes tipos de radiaciones, aumentando el número de celdas en su núcleo. Se propone la generación de piezas ligeras con buenas características de amortiguamiento.

## 6 Referencias

- [1] Yu X., Zhou J., Liang H., Jiang Z. y Wu L., (2018). Mechanical metamaterials associated with stiffness and rigidity, *Progress in Materials Science*, vol. 94, pp. 114-173.
- [2] Budarapu, P. R., Y B, S. S., Natarajan, R., (2016). Design concepts of an aircraft wing: composite and morphing airfoil with auxetic structures. *Frontiers of Structural and Civil Engineering*, 10 (4).
- [3] Chen Z., Wu X., Wang Z., Shao J., (2020). Concepts for Morphing Airfoil Using Novel Auxetic Lattices. In: Jing Z. (eds) *Proceedings of the International Conference on Aerospace System Science and Engineering 2019. ICASSE 2019. Lecture Notes in Electrical Engineering*, vol 622. Springer, Singapore.
- [4] Huang J., Zhang Q., Scarpa F., Liu y., Leng J., (2017). In-plane elasticity of a novel auxetic honeycomb design, *Composites Part B: Engineering*, 110, 72-82.
- [5] Harkati E, Daoudi N, Bezazi A, Haddad A, Scarpa F, (2017). In-plane elasticity of a multi re-entrant auxetic honeycomb, *Composites Structures*, 180, 130-139.
- [6] Maran, S., Masters, I. G., & Gibbons, G. J., (2020). Additive Manufacture of 3D Auxetic Structures by Laser Powder Bed Fusion—Design Influence on Manufacturing Accuracy and Mechanical Properties. *Applied Sciences*, 10(21), 7738.
- [7] Fu, M.-H., Chen, Y., & Hu, L.-L. (2017). A novel auxetic honeycomb with enhanced in-plane stiffness and buckling strength. *Composite Structures*, 160, 574–585.
- [8] Sun, J., Du, L., Scarpa, F., Liu, Y., & Leng, J., (2021). Morphing wing structure based on active inflatable honeycomb and shape memory polymer composite skin: A conceptual work. *Aerospace Science and Technology*, 111, 106541
- [9] Yang Li, Harrysson O., West H., Cormier D, (2015). Mechanical properties of 3D re-entrant honeycomb auxetic structures realized via additive manufacturing, *International Journal of Solids and Structures* Vol. 69-70 475-490.
- [10] Shaw, J., (1995), Thermomechanical aspects of NiTi. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 43 1243–1281.

- [11] Fu, J., Yamamoto, A., Kim, H.Y., Hosoda, H., & Miyazaki, S., (2015). Novel Ti-base superelastic alloys with large recovery strain and excellent biocompatibility, *Acta Biomater.* 17 56–67.
- [12] Li, S., & Nam, T., (2019). Superelasticity and tensile strength of Ti-Zr-Nb-Sn alloys with high Zr content for biomedical applications. *Intermetallics*, 112, 106545.
- [13] López, L., Lopez, E., Villalpando, S., Moreno, I., Young, H., & Miyazaki, S., (2018). Effect of heat treatment condition on microstructure and superelastic properties of Ti<sub>24</sub>Zr<sub>10</sub>Nb<sub>2</sub>Sn, *Journal of Alloys and Compounds*, Vol 782, 893-898.
- [14] Viet, N., Zaki, W., Umer, R., & Xu, Y., (2020). Mathematical model for superelastic shape memory alloy springs with large spring index. *International Journal of Solids and Structures*. Volume 185–186, 1159-169.
- [15] Esposito, L., Fraldi, M., Ruocco, E., & Sacco, E, (2021). A shape memory alloy helix model accounting for extension and torsion. *European Journal of Mechanics - A/Solids*, 89, 104281.
- [16] Auricchio, F. Taylor, R., (1996). Shape Memory alloys: modeling and numerical simulation of the finite strain superelastic behavior. *Comp. Meth. in Appl. Mech. and Engrng.*, 143 175-194.
- [17] Saleeb A.F., Natsheh S.H., Owusu-Danquah J.S., (2017). Efficiency of finite element analyses of 55NiTi SMA actuators: Solid versus beam and shell modeling, *Finite Elements in Analysis and Design* 136 58–69.
- [18] Brinson LC, (1993). One-dimensional constitutive behavior of shape memory alloys: thermo mechanical derivation with non-constant material functions and redefined martensite internal variable. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 4: 229–242.
- [19] Hanssen, A. G., Girard, Y., Olovsson, L., Berstad, T., & Langseth, M. (2006). A numerical model for bird strike of aluminium foam-based sandwich panels. *International Journal of Impact Engineering*, 32(7), 1127–1144.
- [20] Xiao, Z., Fang, J., Sun, G., & Li, Q. (2015). Crashworthiness design for functionally graded foam-filled bumper beam. *Advances in Engineering Software*, 85, 81–95.

- [21] Mohan, K., Yip, T. H., Idapalapati, S., & Chen, Z. (2011). Impact response of aluminum foam core sandwich structures. *Materials Science and Engineering: A*, 529, 94–101.
- [22] Malekzadeh Fard, K., Khalili, S. M. R., Forooghy, S. H., & Hosseini, M. (2014). Low velocity transverse impact response of a composite sandwich plate subjected to a rigid blunted cylindrical impactor. *Composites Part B: Engineering*, 63, 111–122.
- [23] Schneider, C., Kazemahvazi, S., Russell, B. P., Zenkert, D., & Deshpande, V. S. (2016). Impact response of ductile self-reinforced composite corrugated sandwich beams. *Composites Part B: Engineering*, 99, 121–131.
- [24] Hou, X., Deng, Z., & Zhang, K. (2016). Dynamic Crushing Strength Analysis of Auxetic Honeycombs. *Acta Mechanica Solida Sinica*, 29(5), 490–501.
- [25] Kumar, L. J., & Krishnadas Nair, C. G. (2016). Current Trends of Additive Manufacturing in the Aerospace Industry. *Advances in 3D Printing & Additive Manufacturing Technologies*, 39–54.
- [26] Xue, D., Wang, Y., & Mei, D. (2019). Multi-step exposure method for improving structure flatness in digital light processing-based printing. *Journal of Manufacturing Processes*, 39, 106–113.
- [27] Wang, Y., Xue, D., Mei, D., (2020). Projection-Based Continuous 3D Printing Process With the Grayscale Display Method, *J. Manuf. Sci. Eng.* 142 021003.
- [28] Valizadeh, I., Al Aboud, A., Dörsam, E., & Weeger, O. (2021). Tailoring of functionally graded hyperelastic materials via grayscale mask stereolithography 3D printing. *Additive Manufacturing*, 47, 102108.
- [29] Bhuvanesh Kumar, M., & Sathiya, P. (2020). Methods and materials for additive manufacturing: A critical review on advancements and challenges. *Thin-Walled Structures*, 107228.
- [30] Askari, M., Hutchins, D. A., Thomas, P. J., Astolfi, L., Watson, R. L., Abdi, M. y Clare, A. T. (2020). Additive Manufacturing of Metamaterials: A Review. *Additive Manufacturing*, 101562.

- [31] Mansour S, Gilbert A, Hague R. (2007). A study of the impact of short-term ageing on the mechanical properties of a stereolithography resin. *Mat Sci Eng A-Struct* ;447(1e2): 277e84.
- [32] Bens A, Seitz H, Bermes G, Emons M, Pansky A, Roitzheim B, et al. (2007). Non-toxic flexible photopolymers for medical stereolithography technology. *Rapid Prototyping J*;13(1):38e47.
- [33] Dhariwala B, Hunt E, Boland T. (2004) Rapid prototype ping of tissue-engineering constructs, using photopolymerizable hydrogel sand stereolithography. *Tissue Eng*;10(9e10):1316e22.
- [34] Mapili G, Lu Y, Chen S, Roy K. (2005). Laser-layered microfabrication of spatially patterned functionalized tissue-engineering scaffolds. *J Biomed Mater Res B Appl Biomater*;75B(2):414e24.
- [35] Riccio, A., Raimondo, A., Saputo, S., Sellitto, A., Battaglia, M., & Petrone, G. (2018). A numerical study on the impact behavior of natural fibers made honeycomb cores. *Composite Structures*.
- [36] Scarpa, F., Yates, J., Ciffo, L. and Patsias, S. (2002), Dynamic crushing of auxetic open-cell polyurethane foam, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 216 (12): 1153-1156.
- [37] Scarpa, F., Cannas, A. and Yates, J. (2005), Static and high constant strain rate loading on auxetic and conventional PU foam, *Journal of Advanced Materials*, 37 (3): 11-14.
- [38] Scarpa, F., Ciffo, L. and Yates, J. (2004), Dynamic properties of high structural integrity auxetic open cell foam, *Smart Materials and Structures*, 13: 49.
- [39] Scarpa, F., Pastorino, P., Garelli, A., Patsias, S. and Ruzzene, M. (2005), Auxetic compliant flexible PU foams: static and dynamic properties, *Physical Status Solid (b)*, 242 (3): 681-694.
- [40] Prawoto, Y. (2012), Seeing auxetic materials from the mechanics point of view: A structural review on the negative Poisson's ratio, *Computational Materials Science*, 58: 140-153

- [41] Caddock, B. D., Evans, K. E., and Masters, I. G. (1991). Honeycomb cores with a negative 7-Poisson's ratio for use in composite sandwich panels. Proceedings of the ICCM/8, Honolulu, Section 1–11, 3–E.
- [42] Evans, K. E. Design of doubly curved sandwich panels with honeycomb cores. *Compos. Struct.*, 1991, 17(2), 95–111.
- [43] Scarpa, F., Burriesci, G., Smith, F. C., and Chambers, B. Mechanical and dielectric properties of auxetic honeycomb structures. *Aeronautics. J.*, 2003, 107, 175–183.
- [44] Heo, H., Ju, J., & Kim, D.-M. (2013). Compliant cellular structures: Application to a passive morphing airfoil. *Composite Structures*, 106, 560–569.
- [45] Spadoni, A., & Ruzzene, M. (2007). Static Aeroelastic Response of Chiral-core Airfoils. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 18(10), 1067–1075. doi:10.1177/1045389x06072361
- [46] Alomarah, A., Ruan, D., Masood, S., Sbarski, I., & Faisal, B. (2018). An investigation of in-plane tensile properties of re-entrant chiral auxetic structure. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 96(5-8), 2013–2029. doi:10.1007/s00170-018-1605-x
- [47] Gao S, Liu W, Zhang L (2020) A new polymer-based mechanical metamaterial with tailorable large negative Poisson's ratios. *Polymers* 12:1–15
- [48] Lu Y, Chang CJ, Lin PT et al (2006) Negative-Poisson's-ratio (NPR) microstructural material by soft-joint mechanism. *NSTI Nanotech* 3:397–400
- [49] Munib Z, Ali MN, Ansari U et al (2015) Auxetic polymeric bone stent for tubular fractures: design, fabrication, and structural analysis. *PolymPlastTechnol Eng* 54:1667–1678
- [50] Ruan XL, Li JJ, Song XK et al (2018) Mechanical design of anti-chiral-reentrant hybrid intravascular stent. *Int J Appl Mech* 10:1850105.
- [51] Proffit M, Kennedy J (2020) Dynamic response of auxetic structures. *Vibroeng Proc* 31:1–6
- [52] Gupta V, Adhikari S, Bhattacharya B (2020) Locally resonant mechanical dome meta-structures for bandgap estimation. *Proc Active Passive Smart Struct Integr Syst*

- [53] Wang S, Wang J, Xu Y et al (2020) Compressive behavior and energy absorption of polymeric lattice structures made by additive manufacturing. *Front Mech Eng* 15:319–327
- [54] Yu L, Tan H, Zhou Z (2020) Mechanical properties of 3D auxetic closed-cell cellular structures. *Int J Mech Sci* 177:105596.
- [55] Bowman, J., Sandres, B., and Wesshaar, T. (2002). Identification of military morphing aircraft missions and morphing technology assessment. Proceedings of SPIE 4698, Smart Materials and Structures, San Diego, CA, 1–7 March 2002, pp. 121–132
- [56] Campanile, L. F., Seack, O., and Sachau, D. The beltrib concept for variable-camber airfoils. Proceedings of the 2000 Smart Structures and Materials Conference, Newport Beach, CA, 17 –21 March 2000, pp. 110 –120.
- [57] Monner, H. P., Sachau, D., and Breitbach, E. Design Aspects of the Elastic Trailing Edge for an Adaptive Wing, 18 –21 October 1999 (Research and Technology Agency, Ottawa, Canada).
- [58] De Merle, D. (ed.) *Constructions des Avions*, 1947 (Dunod, Paris, France).
- [59] Prall, D. and Lakes, R. S. (1996). Properties of a chiral honeycomb with a Poisson's ratio  $-1$ . *Int. J. Mech. Sci.*, 39, 305 –314.
- [60] Bae, J. S., Seigler, T. M., Inman, D. J., and Lee, I. Aerodynamic and aeroelastic consideration of a variables pan morphing wing. *SDM Adaptive Structures Forum*, 2004.
- [61] Trenker, M. Design of adaptive airfoils with dynamic transonic flow control. *J. Aircraft*, 2003, 40(4), 734 –740.
- [62] Kudva, J. N. Overview of the DARPA Smart Wing Project. *J. Intell. Mater. Systems Struct.*, 2004, 15(4), 261 –267.
- [63] Anderson, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*, 2nd edition, 1991 (McGraw-Hill International, Singapore).
- [64] Wayman C.M., Phase transformations, non-diffusive, *Physical Metallurgy* (3<sup>a</sup> edition) - Chapter 15 -, Ed. R.W Cahn y P. Haasen, Elsevier Science Publishers BV, 1031-1074 (1983).

- [65] Callister W.D., *Introducción a la Ciencia e Ingeniería de los Materiales*, Editorial Reverté, (1997).
- [66] Ortin J. and Planes A. Thermodynamic analysis of thermal measurements in thermoelastic martensitic transformations. *Acta metallurgical* 36, 1873-1889 (1988)
- [67] Ahlers M. On the stability of the martensite in  $\beta$ -Cu-Zn alloys. *Scripta Metallurgical* 8, 213-216 (1974) Chapter 1.- Introduction 39.
- [68] Guilemany J.M. and Gil F.J. The relationship between the stress to induce martensitic transformation and chemical composition in Cu-Zn-Al shape memory single crystals. *Journal of Materials Science Letters* 9, 1241-1242 (1990).
- [69] Ramezannejad, A., Xu, W., Xiao, W. L., Fox, K., Liang, D., & Qian, M. (2019). New insights into nickel-free superelastic titanium alloys for biomedical applications. *Current Opinion in Solid State and Materials Science*, 100783.
- [70] Larnicol M., Thèse de Doctorat, Université Paris XI Orsay (1998).
- [71] Miyazaki S. and Otsuka K. Deformation and transition behavior associated with the R-phase in Ti-Ni alloys. *Metallurgical Transactions* 17A, 53-63 (1986).
- [72] Angst D.R., Thoma P. E. and Kao M. Y. The effect of hafnium content on the transformation temperatures of Ni<sub>49</sub>Ti<sub>51-x</sub>Hf<sub>x</sub> shape memory alloys. *Journal de Physique IV-C8*, 747-752 (1995)
- [73] Hsieh S.F. and Wu S.K. A study on ternary Ti-rich TiNiZr shape memory alloys. *Materials Characterization* 41, 151-162 (1998)
- [74] Huisman-Kleinherenbrink P.M., Jian Y. and Beyer J. Influence of manganese on the transformation temperatures of Ni<sub>50</sub>Ti<sub>50</sub> shape memory alloys. *Materials Letters* 11, 145-150 (1991)
- [75] Tóth L. and Beyer J. Structure of a new orthorhombic phase in NiTi-Mn shape memory alloys. *Scripta Metallurgical et Material* 25, 425-430 (1991)
- [76] Satto C., Ledda A., Potapov P., Janssens J.F. and Schryvers D. Phase transformations and precipitation in amorphous Ti<sub>50</sub>Ni<sub>25</sub>Cu<sub>25</sub> ribbons. *Intermetallics* 9, 395-401 (2001)
- [77] Golderg D., Xu Y., Murakawi Y., Otsuka K., Ueki T. and Horikawa H. High temperature shape memory effect in Ti<sub>50</sub>Pd<sub>50-x</sub>Ni<sub>x</sub> (X=10,15,20) alloys. *Materials Letters* 22, 241-248 (1995)

- [78] Xu Y., Shimizu S., Suzuki Y., Otsuka K., Ueki T. and Mitose K. Recovery and recrystallization processes in TiPd-Ni high-temperature shape memory alloys. *Acta materialia* 45, 1503-1511 (1997)
- [79] Wu S.K. and Lo Y.C. The effects of thermal ageing on a Ti<sub>50</sub>Ni<sub>10</sub>Au<sub>4</sub> alloy. *Materials Science Forum* 56-58, 619-624 (1990) Chapter 1.- Introduction 47
- [80] Lobodyuk V.A. and Mc dyuck M.M. Characteristics of the martensitic transformation in the low-alloyed Ti-Ni alloys. *Metallurgical Physics and Advances Technologies* 16, 493- 503 (1997)
- [81] Melton K.N., Simpson J. and Duerig T.W. A new wide hysteresis NiTi based shape memory alloy and its application, *Proceedings of The International Conference on Martensitic Transformations*, The Japan Institute of Metals, 1053-1058 (1986)
- [82] Hosoda H., Fukul T., Inoue K., Mishima Y. and Suzuki T. Change of Ms temperatures and its correlation to atomic configurations of off stoichiometric NiTi-Cr and NiTi-Co alloys. *Materials Research Society Symposium Proceedings* 459, 287-293 (1997)
- [83] Pons J., Jordan L., Morniroli J. P. and Portier R. Study of dislocations generated by thermal cycling in Ni-Ti-Co shape memory alloys. *Journal de Physique IV-C2*, 293-298 (1995).
- [84] Lin H.C., Lin K.M., Chang S.K. and Lin C.S. A study of NiTiV ternary shape memory alloys. *Journal of Alloys and Compounds* 284, 213-217 (1999).
- [85] Jean R.D. and Tsai J.C. Effects of hot working on the martensitic transformation of Ni-Ti alloy. *Scripta Metallurgical et Materialia* 30, 1027- 1030 (1994).
- [86] Morawiec H., Stróz D., Goryczka T. and Chrobak D. Two-stage martensitic transformation in a deformed and annealed NiTi alloy. *Scripta Materialia* 35, 485-490 (1996).
- [87] Saburi T., Tatsumi T. and Nenno S. Effects of heat treatment on mechanical behavior of Ti-Ni alloys. *Journal de Physique C4*, 261-266, (1982).
- [88] Lopez, L., Young, H., Hosoda, H., Miyazaki, S, Effect of Nb content and heat treatment temperature on superelastic properties of Ti-24Zr-(8-12)Nb 2Sn alloys,

Division of Materials Science, University of Tsukuba, Tsukuba, Ibaraki 305-8573, Japan (2015).

- [89] Tanaka, K. A thermomechanical sketch of shape memory effect: one dimensional tensile behaviour. *Res Mechanics*. 18. pp 251-263.
- [90] Tanaka, K; Sato, Y. Analysis of superelastic deformation during isothermal martensitic transformation. *Res Mechanics*. 17. pp 241-252.
- [91] Tanaka, K; Kobayashi, S; Sato, Y. Thermo-mechanics of transformation pseudoelasticity and shape memory effects in alloys. *International Journal of plasticity*. 2. pp 59-72.
- [92] Tanaka, K. A phenomenological description on thermomechanical behaviour of shape memory alloys. *Journal of pressure vessel technology*. 112. pp 158-163.
- [93] Tanaka, K; Hayashi, T; Itoh, Y; Tobushi, H. Analysis of thermomechanical behaviour of shape memory alloys. *Mechanics of materials*. 13. pp 207-215
- [94] Tanaka, K; Nishimura, F; Tobushi, H. Phenomenological analysis on subloops in shape memory alloys due to incomplete transformations. *Journal of intelligent materials systems and Structures*. 5. pp 487-493.
- [95] Liang, C. Constitutive modelling of shape memory alloys. PhD thesis. Virginia Polytechnic Institute and State University. Blacksburg. Virginia.
- [96] Liang, C; Rogers, CA. One dimensional thermomechanical constitutive relations for shape memory materials. *Journal of Intelligent Materials Systems and Structures*. 1. pp 207-234.
- [97] Brinson, L.C; Lammering, R. Finite element analysis of the behaviour of shape memory alloys and their applications. *International Journal of solids and structures*. 30. pp. 3261-3280.
- [98] Brinson, L.C; Huang, MS; Boller, C; Brand, W. Analytical treatment of controlled beam deflections using SMA wires. *Journal of intelligent material systems and structures*. 8. pp. 12-25
- [99] Auricchio, F; Lubliner, J. A uniaxial model for superelastic Shape Memory Alloys. *International Journal of Solids and Structures*. 34(27). pp.3601-3618.

- [100] Auricchio, F; Sacco, E. A one-dimensional model for superelastic Shape Memory Alloys with different elastic properties between austenite and martensite. *International Journal of non-linear mechanics*. 32(6). pp.1101-1114.
- [101] Auricchio, F; Taylor, R; Lubliner, J. Shape Memory Alloys: macromodelling and numerical simulations of the superelastic behaviour. *Computer methods in applied mechanics and Engineering*. 146. pp. 281-312.
- [102] Bornengo, D., Scarpa, F., & Remillat, C. (2005). Evaluation of hexagonal chiral structure for morphing airfoil concept. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 219(3), 185–192.
- [103] Masters, I. G., & Evans, K. E. (1996). Models for the elastic deformation of honeycombs. *Composite Structures*, 35(4), 403–422.
- [104] Gibson, L.J., Ashby, M.F., (1997). *Cellular Solids: Structure and Properties*, second ed., Cambridge university.
- [105] Xu, L., Baxevanis, T., & Lagoudas, D. C. (2019). A three-dimensional constitutive model for the martensitic transformation in polycrystalline shape memory alloys under large deformation. *Smart Materials and Structures*.
- [106] Pavón, L. L., Cuellar, E. L., Hernandez, S. V., Moreno-Cortez, I. E., Kim, H. Y., & Miyazaki, S. (2019). Effect of heat treatment condition on microstructure and superelastic properties of Ti<sub>24</sub>Zr<sub>10</sub>Nb<sub>2</sub>Sn. *Journal of Alloys and Compounds*, 782, 893–898.
- [107] Pavón, L. L., Kim, H. Y., Hosoda, H., & Miyazaki, S. (2015). Effect of Nb content and heat treatment temperature on superelastic properties of Ti–24Zr–(8–12)Nb–2Sn alloys. *Scripta Materialia*, 95, 46–49.
- [108] ASTM International, ASTM C393, Standard Test Method for Flexural Properties of Sandwich Constructions, ASTM International, 2014.
- [109] Sadiq, S. E., Jweeg, M. J., & Bakhy, S. H. (2020). The Effects of Honeycomb Parameters on Transient Response of an Aircraft Sandwich Panel Structure. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 928, 022126.
- [110] Alomarah, A., Masood, S. H., & Ruan, D. (2020). Out-of-plane and in-plane compression of additively manufactured auxetic structures. *Aerospace Science and Technology*, 106107.

- [111] Yazdani Sarvestani, H., Akbarzadeh, A. H., Mirbolghasemi, A., & Hermenean, K. (2018). 3D printed meta-sandwich structures: Failure mechanism, energy absorption and multi-hit capability. *Materials & Design*.
- [112] Dermanaki Farahani, R., & Dubé, M. (2017). Printing Polymer Nanocomposites and Composites in Three Dimensions. *Advanced Engineering Materials*, 20(2), 1700539. doi:10.1002/adem.201700539
- [113] ASTM International, ASTM D638-14, Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics, ASTM International, 2015.
- [114] Szykiedans, K., & Credo, W. (2016). Mechanical Properties of FDM and SLA Low-cost 3-D Prints. *Procedia Engineering*, 136, 257–262.
- [115] Hongjun Liu, Dong Zhou, Bing Shen, You Ding, "Lightweight Design of Solar UAV Wing Structures Based on Sandwich Equivalent Theory", *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2021, Article ID 6752410, 12 pages, 2021.
- [116] Li, T., & Wang, L. (2017). Bending behavior of sandwich composite structures with tunable 3D-printed core materials. *Composite Structures*, 175, 46–57.
- [117] Shahdin, A., Mezeix, L., Bouvet, C., Morlier, J., & Gourinat, Y. (2009). Fabrication and mechanical testing of glass fiber entangled sandwich beams: A comparison with honeycomb and foam sandwich beams. *Composite Structures*, 90(4), 404–412.
- [118] Khalid W. H. Ahmada, Zurina Mohamadb, (2020). The Mechanical Properties of Photopolymer Prepared Via 3D Stereolithography Printing: The Effect of UV Curing Time and Anisotropy, *Chemical engineering transactions* vol. 78.
- [119] Auricchio, F., (2001). A Robust Integration-Algorithm for a Finite-Strain Shape-Memory-Alloy Superelastic Model, *International Journal of Plasticity*, vol. 17, pp. 971-990.
- [120] Martin, J., Heyder-Bruckner, J.-J., Remillat, C., Scarpa, F., Potter, K., & Ruzzene, M. (2008). The hexachiral prismatic wingbox concept. *Physica Status Solidi (b)*, 245(3), 570–577.
- [121] Spadoni, M. Ruzzene, (2007). Numerical and experimental analysis of the static compliance of chiral truss-core airfoils, *J. Mech. Mater. Struct.* 2 (5) 965–981.

- [122] Qiu, K., Wang, R., Zhu, J., & Zhang, W. (2020). Optimization design of chiral hexagonal honeycombs with prescribed elastic properties under large deformation. *Chinese Journal of Aeronautics*, 33(3), 902–909.
- [123] Bettini, P., Airoidi, A., Sala, G., Landro, L. D., Ruzzene, M., & Spadoni, A. (2010). Composite chiral structures for morphing airfoils: Numerical analyses and development of a manufacturing process. *Composites Part B: Engineering*, 41(2), 133–147.
- [124] Zhu, Y., Wang, Z.-P., & Poh, L. H. (2018). Auxetic hexachiral structures with wavy ligaments for large elasto-plastic deformation. *Smart Materials and Structures*, 27(5), 055001.
- [125] Heo, H., Ju, J., Kim, D.-M., & Jeon, C.-S. (2011). Passive Morphing Airfoil with Honeycombs. Volume 1: *Advances in Aerospace Technology; Energy Water Nexus; Globalization of Engineering; Posters*.
- [126] Ju J, Summers JD, Ziegert J, Fadel G. (2012). Design of honeycombs for modulus and yield strain in shear. *Trans ASME: J Eng Mater Tech*;134(1):011002.
- [127] Ju J, Kim D-M, Kim K. (2012). Flexible cellular solid spokes for a non-pneumatic tire. *Compos Struct*;94:2285–95.
- [128] Ju J, Summers JD. (2011). Compliant hexagonal periodic lattice structures having both high shear strength and high shear strain. *Mater Des*;32(2):512–24.
- [129] Reddy, A. H., Davuluri, S., & Boyina, D. (2020). 3D Printed Lattice Structures: A Brief Review. 2020 IEEE 10th International Conference Nanomaterials: Applications & Properties (NAP).
- [130] Bühring, J., Nuño, M., & Schröder, K.-U. (2021). Additive manufactured sandwich structures: Mechanical characterization and usage potential in small aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 111, 106548.
- [131] Gelaziene, E.; Milasiene, D. (2023). Influence of the Type of Plastic and Printing Technologies on the Compressive Behavior of 3D-Printed Heel Prototypes. *Materials*, 16, 1930.
- [132] Dev Nath, S., Nilufar, S., (2022). Performance Evaluation of Sandwich Structures Printed by Vat Photopolymerization School of Mechanical, Aerospace,

and Materials Engineering, Southern Illinois University Carbondale, Carbondale, IL 62901, USA.

- [133] Essassi, K., Rebiere, J.-L., Mahi, A. E., Souf, M. A. B., Bouguecha, A., & Haddar, M. (2020). Investigation of the Static Behaviour and Failure Mechanisms of a 3D Printed Bio-Based Sandwich with Auxetic Core. *International Journal of Applied Mechanics*.
- [134] Keleshteri, M.M.; Asadi, H.; Wang, Q. (2018). On the snap-through instability of post-buckled FG-CNTRC rectangular plates with integrated piezoelectric layers. *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, 331, 53–71.
- [135] Rafsanjani, A.; Akbarzadeh, A.; Pasini, D. (2015). Snapping Mechanical Metamaterials under Tension. *Adv. Mater.*, 27, 5931–5935.
- [136] Yang, H.; Ma, L. Multi-stable mechanical metamaterials with shape-reconfiguration and zero Poisson's ratio. *Mater. Des.* 2018,152, 181–190.
- [137] Liu, H., Zhou, D., Shen, B., Ding, Y., (2021). Lightweight Design of Solar UAV Wing Structures Based on Sandwich Equivalent Theory, *International Journal of Aerospace Engineering*, vol., Article ID 6752410, 12 pages, 2021.
- [138] Boyce, B.L.; Salzbrenner, B.C.; Rodelas, J.M.; Swiler, L.P.; Madison, J.D.; Jared, B.H.; Shen, Y.-L. (2017). Extreme-Value Statistics Reveal Rare Failure-Critical Defects in Additive Manufacturing. *Adv. Eng. Mater.*, 19, 1700102.
- [139] Yao, B.; Imani, F.; Sakpal, A.S.; Reutzler, E.W.; Yang, H. (2018). Multifractal Analysis of Image Profiles for the Characterization and Detection of Defects in Additive Manufacturing. *J. Manuf. Sci. Eng.* 140, 031014–031035.
- [140] Honarvar, F.; Varvani-Farahani, A. (2020). A review of ultrasonic testing applications in additive manufacturing: Defect evaluation, material characterization, and process control. *Ultrasonics*, 108, 106227.