



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

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

**TRABAJO DE TITULACIÓN, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO
DE INGENIERO MECÁNICO**

**TEMA: CARACTERIZACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO DEL
BORDE DE ATAQUE DE LA PIEZA P/N 314-19390-402 DEL AVIÓN A-29
SUPER TUCANO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.**

AUTOR:

CARVAJAL DÍAS, ANA BELÉN

DIRECTOR:

ING. NARVÁEZ MUÑOZ, CHRISTIAN PATRICIO, MSc.

SANGOLQUÍ

2020



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación ***“CARACTERIZACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO DEL BORDE DE ATAQUE DE LA PIEZA P/N 314-19390-402 DEL AVIÓN A-29 SUPERTUCANO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.”***, fue realizado por la señorita ***Carvajal Días Ana Belén***, el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Sangolquí, 19 de Diciembre de 2019.

Director del trabajo de titulación

Msc. Christian Patricio Narváez Muñoz

C.C. 1720037165



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, *Carvajal Días, Ana Belén*, declaro que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación:

“CARACTERIZACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO DEL BORDE DE ATAQUE DE LA PIEZA P/N 314-19390-402 DEL AVIÓN A-29 SUPERTUCANO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.”,

es de mi autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Sangolquí, 20 de Enero de 2020.

Autora

Ana Belén Carvajal Días

C.C. 1721768636



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

AUTORIZACIÓN

Yo, *Carvajal Días, Ana Belén*, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: ***“CARACTERIZACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO DEL BORDE DE ATAQUE DE LA PIEZA P/N 314-19390-402 DEL AVIÓN A-29 SUPERTUCANO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.”***, en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de mi responsabilidad.

Sangolquí, 20 de Enero de 2020.

Autora

Ana Belén Carvajal Días

C.C. 1721768636

DEDICATORIA

El presente trabajo de titulación lo dedico a Dios, por ser mi guía y fortaleza todos los días, por quién he logrado alcanzar cada objetivo planteado en mi vida.

A mis padres y hermanos, quienes han estado junto a mí, en las buenas y en las malas, y que con su cariño y aliento de hogar me han motivado a dar pasos al frente. Y ahora comparten mi alegría de convertirme en nueva Ingeniera Mecánica de la República del Ecuador.

AGRADECIMIENTOS

Expreso un profundo agradecimiento a Dios, por brindarme su ayuda incondicional en los momentos más difíciles, y por darme la oportunidad de continuar con mis estudios.

A mi madre por enseñarme que junto a Dios nada es imposible, por darme su amor y atención incondicional cada día, lo que me motivó a seguir adelante, compartiendo una de sus frases, la cual la llevo en mi mente: “Cuando pierdas algo, no mires lo que has perdido, sino mira lo que aún queda por ganar.”

Agradezco a la Fuerza Aérea Ecuatoriana, y a todos los Oficiales convencidos de la importancia de la capacitación de su personal, que permitieron la continuación de mi formación académica, con miras en el progreso de nuestra Institución.

A la UFA-ESPE, y a todos los Ingenieros y amigos que han sido parte de mi formación profesional, y adquisición de nuevos conocimientos.

ÍNDICE DE CONTENIDO

CERTIFICACIÓN	i
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	ii
AUTORIZACIÓN	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTOS	v
1.CAPÍTULO I	1
GENERALIDADES	1
1.1.Introducción	1
1.2.Antecedentes	2
1.3. Definición del Proyecto.....	3
1.4.Objetivos	4
1.4.1.Objetivo General	4
1.4.2.Objetivos Específicos.....	4
1.5.Justificación e Importancia.....	4
1.6.Alcance.....	5
2.CAPÍTULO II	7
ESTADO DEL ARTE	7
2.1.Materiales Compuestos en la Industria Aeronáutica.....	7
2.1.1.Tipos de laminados.....	18
2.1.2.Materiales Híbridos	21

2.2.Caracterización de Propiedades Mecánicas	23
2.3.Análisis dinámico mecánico (DMA).....	25
2.4.Módulo de elasticidad dinámico (EF).....	29
2.5.Relación entre MOE Estático y MOE Dinámico en Materiales Compuestos.....	32
3.CAPÍTULO III.....	36
EXPERIMENTACIÓN Y ENSAYOS.....	36
3.1.Ensayos de Tracción.....	41
3.1.1.Elaboración de probetas	41
3.1.Procedimiento.....	46
3.1.3.Resultados	48
3.1.3.1.Esfuerzo de Tracción Máximo	48
3.1.3.2.Módulo de elasticidad	50
3.1.3.3.Límite de fluencia.....	52
3.2.Ensayos de Flexión.....	54
3.2.1.Elaboración de probetas	54
3.2.2.Procedimiento.....	56
3.2.3.Resultados	59
3.2.3.1.Esfuerzo máximo a la flexión.....	59
3.2.3.2.Módulo de elasticidad a la flexión	61
3.3.Caracterización Dinámica (Análisis Vibracional - MOE dinámico)	63
3.3.1.Elaboración de probetas para ensayos dinámicos	63

3.3.2.Procedimiento.....	66
3.3.3.Resultados	70
3.3.3.1.Correlación entre MOE estático y MOE dinámico	71
4.CAPÍTULO IV	74
ANÁLISIS DE RESULTADOS	74
4.1.Caracterización mecánica.....	74
4.1.1.Tensión.....	74
4.1.1.1.Análisis estadístico de resultados	75
4.1.1.2.Resultados promedio de ensayos de tracción	78
4.1.2.Flexión.....	79
4.1.2.1.Análisis estadístico de resultados	80
4.1.2.2.Resultados promedio de ensayos de flexión	83
4.2.Caracterización dinámica	84
4.2.1.Módulo de elasticidad dinámico (MOE dinámico)	84
4.2.2.Análisis estadístico de resultados	85
4.2.3.Resultados promedio MOE dinámico	87
4.2.4.Correlación MOE estático vs. MOE dinámico.....	89
5.CAPÍTULO V.....	93
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	93
CONCLUSIONES	93
RECOMENDACIONES	95

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS96

ANEXOS.....101

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades de algunas fibras	10
Tabla 2. Características geométricas de las probetas y tabs (agarres), que establece la norma	42
Tabla 3. Códigos de fallas para probetas de materiales compuestos a ensayos de tracción.	43
Tabla 4. Ventajas y desventajas de los materiales usados para los agarres.....	45
Tabla 5. Carga máxima, esfuerzo máximo obtenido/calculado respectivamente mediante ensayo de tracción.....	49
Tabla 6. Desplazamiento, deformación unitaria y módulo de elasticidad a tracción obtenido/calculados respectivamente	52
Tabla 7. Valores de esfuerzo máximo de tracción del material, obtenidos a partir de las gráficas esfuerzo – deformación.....	53
Tabla 8. Valores calculados de carga máxima y esfuerzo máximo de flexión	61
Tabla 9. Carga en la zona elástica, módulo de elasticidad a flexión.	63
Tabla 10. Valores de frecuencia y módulo de elasticidad obtenidos bajo régimen dinámico	71
Tabla 11. Resultados MOE estático (tracción) y MOE dinámico.....	72
Tabla 12. Resultados MOE estático (flexión) y MOE dinámico.	73
Tabla 13. Datos ensayos de tracción probetas del borde de ataque del avión A-29.	74
Tabla 14. Anova de las probetas del borde de ataque A-29 ensayadas a tracción.	76
Tabla 15. Comparación por parejas de probetas ensayadas a tracción por el método de Tukey ..	77
Tabla 16. Valores obtenidos en ensayos de tracción.....	78
Tabla 17. Datos ensayos de flexión probetas del borde de ataque del avión A-29	79
Tabla 18. Anova de las probetas del borde de ataque A-29 ensayadas a tracción.	81

Tabla 19. Comparación por parejas de probetas ensayadas a tracción por el método de Tukey.....	82
Tabla 20. Valores obtenidos en ensayos de tracción.....	83
Tabla 21. Datos del Módulo de elasticidad dinámico obtenidos del borde de ataque del avión A-29.....	84
Tabla 22. Anova de los valores de MOE estático (tracción) y MOE dinámico obtenidos de las probetas ensayadas.....	86
Tabla 23. Comparación por parejas de probetas ensayadas bajo régimen dinámico.	86
Tabla 24. Valores obtenidos bajo régimen dinámico.	88
Tabla 25. Comparación de datos de frecuencia, densidad y módulo de elasticidad dinámico obtenidos del borde de ataque del avión A-29 incluida la probeta 9.....	89
Tabla 26. Resultados MOE estático (tracción) y MOE dinámico.....	90
Tabla 27. Resultados MOE estático (flexión) y MOE dinámico.	91

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Componentes de un material compuesto.	9
Figura 2 Distribución de materiales en la aeronave Boeing 787.	11
Figura 3 Estabilizador horizontal del F-14.....	13
Figura 4 Distribución de fibras en algunos compuestos	15
Figura 5 Diversos tipos de tejidos de fibras usadas en aviación.	16
Figura 6 Aeronave Airbus A350-XWB	17
Figura 7 Primera ala de prueba para el Airbus A350-XWB.	18
Figura 8 Laminado unidireccional.	19
Figura 9 Laminado ortótropo.	19
Figura 10 Ejemplo de un laminado cuasi-isótropo.	20
Figura 11 Lámina de tejido tafetán.	21
Figura 12 Compuesto laminado	22
Figura 13 Movimiento vibratorio típico.....	28
Figura 14 Ala derecha del Avión A-29 pieza P/N 314-19390-402.....	34
Figura 15 Capas a considerarse de la pieza.....	41
Figura 16 Dimensiones de las probetas para los ensayos	43
Figura 17 Modos de falla para probetas de materiales compuestos sometidas a tracción.	44
Figura 18 Probetas para ensayos de tracción con agarres	46
Figura 19 Ensayo de tracción en máquina de Ensayos	47
Figura 20 Gráfico Fuerza – desplazamiento de la probeta N. 1	48
Figura 21 Tipo de gráfica esfuerzo deformación: a) Materiales frágiles b) Materiales duros con punto de fluencia c)Materiales duros sin punto de fluencia.	50

Figura 22 Gráfico esfuerzo – deformación en el que se observa el esfuerzo máximo alcanzado sin definirse un límite de fluencia.	54
Figura 23 Dimensiones de las probetas para ensayos de flexión.	55
Figura 24 Dimensiones de las probetas para ensayos de flexión.	56
Figura 25 Gráfica Fuerza vs. desplazamiento - ensayo de flexión.	58
Figura 26 Ensayo de flexión de 3 puntos (izq.). Probetas luego de ensayo de flexión (der.)	60
Figura 27 Fuerza en la zona elástica del gráfico esfuerzo-deformación de flexión - probeta N.2	62
Figura 28 Vista frontal del plano de corte de probetas del borde	64
Figura 29 Planos de corte de probetas del borde de ataque	64
Figura 30 Corte de probetas	65
Figura 31 Probeta para ensayos dinámicos.	65
Figura 32 Probetas para ensayo de Vibración.	66
Figura 33 Equipo de análisis dinámico.	67
Figura 34 Onda de vibración de la probeta, registrada por el acelerómetro,	68
Figura 35 Datos registrados en Labview siendo exportados a Excel.....	68
Figura 36 Programa en Matlab de la Transformada de Fourier para cálculo de la frecuencia de las probetas.....	69
Figura 37 Gráfico de dispersión MOE estático (tracción) vs. MOE dinámico	72
Figura 38 Gráfico de dispersión MOE estático (flexión) vs. MOE dinámico	73
Figura 39 Desviación estándar agrupada de probetas ensayadas a tracción.	76
Figura 40 Intervalo de medias por cada probeta.	78

Figura 41 Intervalo de medias por cada probeta.	81
Figura 42 Intervalo de medias por cada probeta.	83
Figura 43 Desviación estándar agrupada de probetas ensayadas bajo régimen dinámico.	85
Figura 44 Intervalo de medias por cada probeta.	87
Figura 45 Valor de frecuencia mayor que el promedio del lote.	88
Figura 46 Gráfico de dispersión MOE estático (tracción) vs. MOE dinámico.	90
Figura 47 Gráfico de dispersión MOE estático (flexión) vs. MOE dinámico.	91

RESUMEN

Ante la incorporación a la FAE de aeronaves constituidas por materiales compuestos como lo son los Super Tucano A-29; y el hecho de que las reparaciones en el país en este tipo de materiales son menores; es importante señalar que el presente Trabajo de Titulación se encuentra inmerso dentro del programa de investigación del proyecto militar “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos”; que plantea la reparación de este tipo de componentes a través del desarrollo de metodologías adecuadas que permitan preservar sus características mecánicas así como sus prestaciones aerodinámicas. Para alcanzar esto es necesario caracterizar las propiedades mecánicas del material compuesto original usado en estas aeronaves, que permitan desarrollar nuevas alternativas de materiales compuestos de aviación, con similares o mejores características mecánicas de las obtenidas en este trabajo, a través de ensayos de tracción para determinar módulos de elasticidad (estático), esfuerzo último de tensión, límite de fluencia, ensayo de flexión para determinar resistencia máxima a la flexión, módulo de elasticidad a la flexión, además de ensayos dinámicos (análisis vibracional) que permitirán obtener el módulo de elasticidad dinámico y que mediante el análisis de los resultados obtenidos, permitirá establecer las correlaciones para establecer parámetros mínimos de futuras reparaciones del borde de ataque de punta de ala del avión A-29.

PALABRAS CLAVE:

- **MATERIAL COMPUESTO**
- **CARACTERIZACIÓN ESTÁTICA**
- **CARACTERIZACIÓN DINÁMICA**

ABSTRACT

Earlier, the aircrafts belonging to the Ecuadorian Air Force (FAE) of aircrafts were made of typical aviation material such as Aluminum. However, in recent years, they have introduced aircrafts such as Super Tucano A-29 with composite materials. Given that this is new, Given that this is new, there are very few repairs done in the country. It is important to point out that the present Degree Work is immersed in the research program of the military project, "Analysis of the Resistance Limit of Components in Combat Aircraft, repaired with Compound Materials". This raises the issue of repairing components, so it is necessary to characterize the mechanical properties of the original composite material used in these aircrafts, to develop new alternatives for composite aviation materials, with similar or better mechanical characteristics than those obtained in this work. Tensile tests are used to determine modulus of elasticity (static), which includes ultimate tensile stress and yield strength; bending tests are used to determine maximum resistance to bending, and modulus of elasticity to bending. In addition, dynamic tests (vibrational analysis) makes it possible to obtain the dynamic elasticity modulus that through the analysis of the obtained results, will allow correlations to establish minimum parameters for future repairs of the leading edge of the aircraft wing A-29.

KEYWORDS:

- **COMPOSITE MATERIAL**
- **STATIC CHARACTERIZATION**
- **DYNAMIC CHARACTERIZATION**

1. CAPÍTULO I

GENERALIDADES

1.1. Introducción

El Embraer EMB 314, también llamado ALX o A-29 por la Fuerza Aérea Brasileña, es un avión turbohélice diseñado para el ataque ligero, contrainsurgencia y entrenamiento avanzado de pilotos, provisto de modernos equipos de aviónica y sistemas de armas. Es usado principalmente por la Fuerza Aérea Brasileña y la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE). Además es utilizado como entrenador para monitorear operaciones en la Cuenca del Amazonas.

En estos aviones la mayoría de sus partes son fabricadas y construidas con materiales compuestos. Actualmente cuando una pieza fabricada en materiales compuestos sufre una avería, se realiza el pedido a la empresa para que lo envíe al país por lo que se generan largos tiempos de espera además de los costos de transporte hasta que se pueda realizar el cambio respectivo con el nuevo accesorio, generándose también desperdicio de materiales debido a que las piezas que no son reparadas son desechadas y reemplazadas por otras nuevas.

En vista de todo esto, la FAE junto con la Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE", ha decidido realizar la caracterización mecánica de las piezas más propensas a sufrir daños, con el objetivo de reparar y en ciertos casos incluso fabricar en el país las mismas, pero con un material compuesto alternativo que tenga las características similares y adecuadas para la aplicación en que van a ser utilizadas.

1.2. Antecedentes

En el país no se ha explotado el potencial que pueden brindar los materiales compuestos, sin embargo, se los ha venido utilizando en trabajos aeronáuticos menores. Para los metales existe una gran cantidad de información concerniente a su comportamiento mecánico y térmico, bajo una variedad de condiciones: mucha de esta información se encuentra en códigos, documentación, normas, etc. Para el caso de los materiales compuestos hay en general, información limitada de sus diferentes propiedades, lo que conlleva en muchas ocasiones a que se realicen pruebas del material para poder predecir el comportamiento de los mismos a partir de la identificación de sus propiedades mecánicas.

Ante la incorporación a la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE) de aeronaves con estructura de materiales compuestos, como son los Super Tucano A-29, se ha hecho necesario realizar reparaciones menores, en la medida de lo posible, como operaciones de mantenimiento. En los manuales de reparación de aeronaves se describen una serie de formas y dimensiones de daño que son reparables por los operadores, sin necesidad de cambio o reconstrucción de partes. Un caso frecuente de este tipo de daños es el producido por pequeñas partículas que impactan contra la aeronave durante las operaciones de despegue y aterrizaje; sin embargo cuando los daños son de mayores dimensiones o sus formas no encajan dentro de lo previsto por los fabricantes de las aeronaves, se hace necesario determinar las propiedades de los materiales involucrados a fin de poder desarrollar reparaciones que conlleven a sostener la disponibilidad de los aviones.

1.3. Definición del Proyecto

Uno de los factores más importantes, influyente y crítico es el peso en las aeronaves en aviación, así como también las propiedades mecánicas y térmicas de los materiales utilizados en su construcción, en la actualidad los materiales que presentaban las mejores propiedades mecánicas y eran de uso generalizado en la aviación de nuestro país fueron los metálicos que actualmente están siendo desplazados por materiales compuestos reforzados con fibra de vidrio y de carbono.

Debido a ello la FAE en conjunto con ESPE-INNOVATIVA ha planteado el proyecto: “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos.”, mismo que pretende ampliar el tipo de reparaciones menores a otro tipo de reparaciones de mayor complejidad en estas aeronaves, para lo cual el Proyecto de Grado “CARACTERIZACIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO DEL BORDE DE ATAQUE DE LA PIEZA P/N 314-19390-402 DEL AVIÓN A-29 SÚPER TUCANO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.”, como complemento del mismo, cuyos resultados obtenidos permitirán el avance del macro proyecto original de materiales compuestos.

Para ello se partirá de la realización de distintos ensayos como: flexión, tracción, análisis vibracional para medición del módulo de elasticidad dinámico que permita obtener la caracterización a través de las propiedades mecánicas del material compuesto, convirtiéndose en información de vital importancia para la futura fabricación del material compuesto alternativo con el que se realizarán reparaciones

al borde de ataque de punta de ala del avión A-29 Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

1.4. Objetivos

1.4.1. Objetivo General

Caracterizar el material compuesto de la pieza del borde de ataque P/N 314-19390-402 del avión A-29 Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

1.4.2. Objetivos Específicos

- Realizar ensayo de tracción para determinar módulos de elasticidad (estático), esfuerzo último de tensión y límite de fluencia.
- Realizar ensayo de flexión para determinar resistencia máxima a la flexión, módulo de elasticidad a la flexión.
- Realizar medición del coeficiente de elasticidad dinámico a partir del análisis vibracional del material.
- Determinar la correlación del módulo de elasticidad estático vs. el módulo de elasticidad dinámico.

1.5. Justificación e Importancia

El desarrollo del presente Proyecto de Titulación permitirá evaluar la posibilidad de incrementar las propiedades mecánicas en la fabricación del borde de ataque del avión de combate A-29 Super Tucano, mediante la incorporación de materiales compuestos. Con los datos que se obtengan en la serie de ensayos, se podrá plantear el diseño de un prototipo de elemento estructural de una aeronave para que tenga la

menor frecuencia de daños, con lo que se podrá incrementar la capacidad logística de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

Este trabajo de titulación será de beneficio desde el inicio de su ejecución para la FAE, ya que por medio de este, el personal de la Fuerza Aérea podrá adquirir la experiencia en la utilización y manejo de materiales compuestos, mediante la modalidad de OJT (entrenamiento en el trabajo).

Además permitirá el desarrollo de otras áreas de estudio que estén relacionadas a la identificación de problemas de daños estructurales en el fuselaje de aeronaves fabricadas con materiales compuestos, siendo la base para poder realizar la modificación de resinas poliméricas con nano-estructuras que permitirá establecer una metodología respaldada con datos de laboratorio y validada en el taller para realizar reparaciones de daños estructurales de aeronaves en los propios talleres de la FAE, elevando así las capacidades en las operaciones aéreas.

1.6. Alcance

Este proyecto busca realizar la caracterización del material compuesto del borde de ataque de punta de ala derecha del avión A-29 Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, mediante ensayos estáticos y dinámicos lo cuales nos permitirán realizar el análisis de propiedades mecánicas. Para poder caracterizar, se realizarán ensayos de Tracción y Flexión de acuerdo a la Norma ASTM D3039/D3039M (*Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite*) y ASTM D790 (*Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials*) respectivamente, y el análisis de propiedades más

relevantes para su fabricación, además de ensayos dinámicos (análisis vibracional) que se realizarán en el Laboratorio de Reología de la Universidad de las Fuerzas Armadas – ESPE, que permitirán obtener el módulo de elasticidad dinámico y mediante el análisis de los resultados obtenidos, permitirá establecer las correlaciones para establecer parámetros de fabricación en futuras reparaciones del borde de ataque de punta de ala del avión A-29.

2. CAPÍTULO II

ESTADO DEL ARTE

2.1. Materiales Compuestos en la Industria Aeronáutica

Desde sus inicios, la industria aeronáutica ha orientado sus esfuerzos en una búsqueda constante de nuevos diseños y la investigación de nuevos materiales, los cuales permitan una reducción de costos de fabricación y mantenimiento, así como también una reducción del peso estructural y por lo tanto ahorro de combustible. Considerando estas características, el uso de los materiales compuestos en el mundo aeronáutico ha tomado un papel protagónico en las últimas décadas.

Dentro del vasto grupo de los materiales compuestos utilizados en aeronáutica, se encuentran los materiales laminados reforzados por fibras, los cuales han permitido contribuir notablemente a un aumento de las expectativas de vida útil de las estructuras aeronáuticas, en el sentido de presentar una mayor resistencia a las cargas cíclicas, alta resistencia mecánica y rigidez, convirtiéndose en la tendencia del futuro en la mayoría de las aeronaves (Sáez et al., 2005). La resistencia y rigidez por unidad de masa de estos nuevos materiales es netamente superior a la de los materiales estructurales clásicos. La incorporación de los materiales compuestos avanzados en aeronáutica ha llevado al desarrollo a dos grandes fabricantes de aviones en la industria aeronáutica comercial norteamericana y europea.

La aplicación de los materiales compuestos a elementos estructurales de aeronaves comerciales de transporte se desarrolló mediante contratos de la Fuerza Aérea Americana y de la Nasa, que dieron como resultado el diseño, ensayo

estructural, certificación y utilización inicial de elementos estructurales realizados con material compuesto de matriz polimérica reforzada con fibras en aeronaves comerciales. En la actualidad, la compañía Boeing utiliza de forma amplia los materiales compuestos en componentes de estructura secundaria (carenas, registros, capotas de góndola, etc).

En Europa, más de 30 años han pasado desde que el fabricante de aviones Airbus se adentrara en el estudio y la utilización de materiales compuestos o composites CFRP para la fabricación de aviones comerciales. Los composites están conformados por dos o más materiales de diferentes propiedades físicas o químicas, que combinados, presentan diferencias físicas sustanciales a las que tienen individualmente. La integración de los CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) en diferentes capas unidas dotan a las distintas estructuras de la fuerza necesaria y propiedades de carga, haciéndolas adecuadas para su utilización en la fabricación de aviones comerciales. En la fabricación de aviones destaca la utilización de fibras de carbono que junto a una resina de plástico son conocidos como CFRP, ofreciendo mayor resistencia y ligereza que los tradicionales metales. A esto se suma una mayor durabilidad frente a la fatiga y corrosión, características estas que reducen de sobremanera los costes en el mantenimiento de aviones.

Básicamente los CFRP se componen de miles de hilos de carbono que se unen para formar la fibra y que se unen con una resina termoestable como que puede ser el epoxi o con polímeros termoplásticos, a fin de alcanzar el nivel de rigidez deseado.

Estas fibras son posteriormente posicionadas para formar la estructura y son unidas mediante calor y presión, dando lugar a los materiales compuestos conocidos como composites. De manera general se puede definir un material compuesto (MC) como la combinación de dos o más componentes de diferente naturaleza, insolubles entre sí, los cuales pueden ser identificados por medios físicos (Trejos, 2014). En este tipo de materiales algunos son naturales, como la madera o el hueso que es una estructura compuesta porosa compleja con características específicas tales como visco elasticidad y anisotropía (Mathieu et al., 2006). Aunque existe una gran variedad de materiales compuestos, en todos se pueden distinguir las siguientes partes: matriz y refuerzo como se muestra en la figura 1.

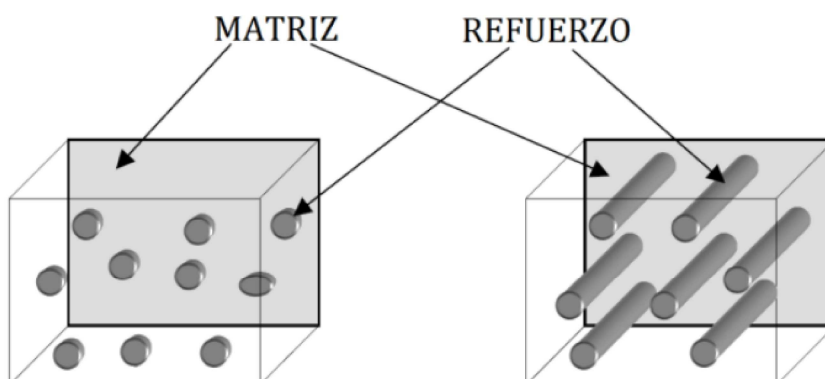


Figura 1 Componentes de un material compuesto.
Reforzado con partículas b) Reforzado con fibras.
Fuente: (Trejos, 2014).

La Matriz es el componente que se presenta en fase continua, actuando como ligante (M. Santiago Poveda, 2000) que transmite los esfuerzos al agente reforzante por lo que también lo protege y da cohesión al material, comparándose con los materiales metálicos, cerámicos o resinas orgánicas que también pueden cumplir con

este papel. Dentro de las propiedades de la matriz podemos mencionar que soporta las fibras manteniéndolas en su posición correcta, transfiere la carga a las fibras fuertes, protege a las fibras de sufrir daños durante su manufactura y uso, evita la propagación de grietas en las fibras a todo lo largo del compuesto y es la responsable del control principal de las propiedades eléctricas, el comportamiento químico y el uso a temperaturas elevadas del compuesto.

Tabla 1
Propiedades de algunas fibras

Material	Densidad gr/ cm ³	Resistencia a la Tensión Gpa	Módulo Elástico	Deformación %	Diámetro mm
E-glass	2.491191	34.47378645	75.84233019	4.8	0.009144
S-glass	2.5465508	44.81592239	86.87394185	5.6	0.009144
Cuarzo	2.1867121	33.78431072	68.9475729	5	0.00889
Kevlar	1.4393548	37.9211651	131.0003885	2.8	0.011938
Spectra 1000	0.9687965	31.02640781	172.3689323	0.7	0.0254
Carbon (AS4)	1.7991935	36.54221364	227.5269906	1.5	0.008128
Carbon (IM-7)	1.7715136	50.33172822	282.6850489	1.8	0.00508
Grafito	2.1590322	24.13165052	737.73903	0.3	0.010922
Boro	2.5742307	35.85273791	399.8959228	0.9	0.1016

Fuente: (Nielsen, 2005)

El refuerzo es la fase discontinua (o dispersa) que se agrega a la matriz para conferir al compuesto alguna propiedad que la matriz no posee, como se puede apreciar en la tabla 1, se indican algunas de las propiedades de las fibras comúnmente utilizadas como refuerzo, que en general se utilizan para incrementar la resistencia (M. Santiago Poveda, 2000) y rigidez mecánicas como también para mejorar el comportamiento a altas temperaturas o la resistencia a la abrasión; pudiendo ser adicionado en forma de partículas o de fibras como se puede observar en la figura 1.

En conclusión entre las propiedades del refuerzo tenemos que se utiliza para incrementar la resistencia y rigidez mecánicas, es más efectivo cuanto menor tamaño tienen las partículas y más homogéneamente distribuidas están en la matriz y se debe considerar que si el compuesto debe ser utilizado a temperaturas elevadas, también la fibra deberá tener una temperatura de fusión alta.

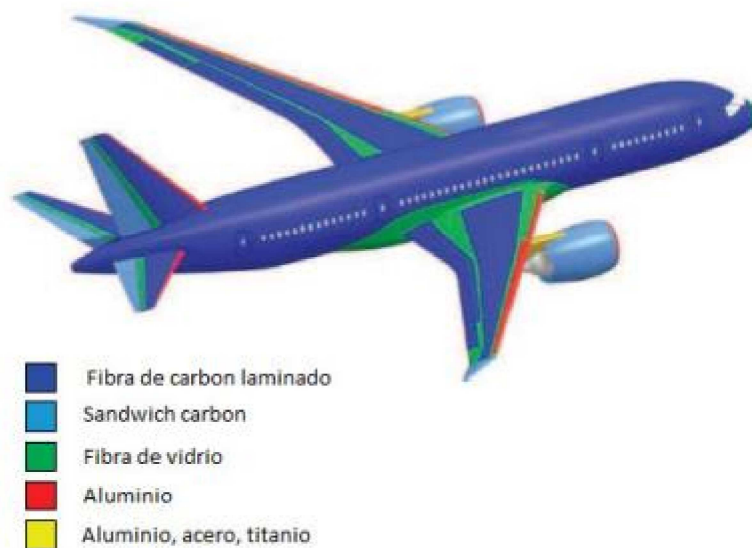


Figura 2 Distribución de materiales en aeronave Boeing 787.
Fuente: (Morales, 2015)

Entre todos los materiales, los compuestos tienen el potencial de reemplazar en gran medida al aluminio y al acero, muchas veces con mejor desempeño que estos materiales clásicos. En la figura 2 se puede observar la aeronave comercial Boeing 787 constituida por materiales compuestos en la mayoría de su estructura minimizando el uso de materiales metálicos en mínimas partes; esto se debe a que reemplazando al acero con componentes en materiales compuestos se puede ahorrar desde 60% hasta el 80% del peso ultimo de producto terminado, y de 20% hasta 50%

reemplazando a componentes de aluminio por materiales compuestos por lo que hoy en día los compuestos son la mejor opción para muchas aplicaciones de ingeniería según Morales (2015).

El uso de los materiales compuestos en aviación se remonta a los años 20, cuando los tejidos de los entelados de las superficies sustentadoras de los aviones, se reforzaban con barnices celulósicos que tensaban las telas de las alas de los aeromodelos. En los años 30, aparecen los materiales fenólicos reforzados con tejidos con los que se construían engranajes (resistentes a altas temperaturas). En los años 40 aparecen los primeros poliésteres reforzados con fibras de vidrio. En los años 50 la investigación sobre el desarrollo de estos nuevos materiales continuó siendo prolífica, en los años 60 aparecen las fibras de boro y en los años 70 el Kevlar (Bey, 2016).

En la década de los 90, los aviones militares fueron los primeros en desarrollar y aprovecharse de las ventajas de estos materiales, aunque comenzaron a utilizarse de forma experimental en aviones de transporte y carga siendo importante mencionar que la aviación militar ha venido utilizando materiales compuestos durante mucho mayor tiempo que la aviación civil (Donoso, 2005).

Actualmente más del 10% de las estructuras primarias de los aviones de combate son de material compuesto como se puede apreciar en la figura 3, dónde se observa que la aeronave F-14, es la primera unidad de producción cuyo estabilizador horizontal fue fabricado base a materiales compuestos de Boro. Esta tendencia se ha extendiendo a los aviones comerciales enfocándose al abaratamiento de los costes de producción como principal objetivo.

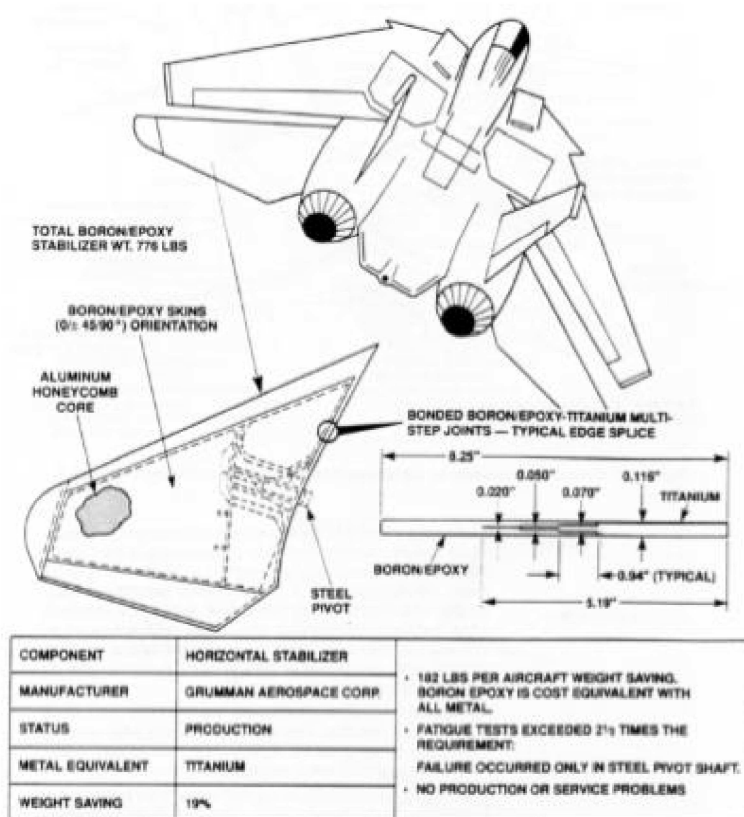


Figura 3 Estabilizador horizontal del F-14, fue la primera unidad de producción, fabricada en base a materiales compuestos de Boro.

Fuente: (Donoso, 2005)

Por otro lado, las estructuras secundarias que se fabrican en materiales compuestos son principalmente: bordes de ataque, carenas, belly fairing (barriga) y puertas del tren de aterrizaje. Según Bey (2016), tradicionalmente se realizaba la configuración de un nuevo material para algún nuevo elemento con métodos basados en parte en datos empíricos dado que el conocimiento teórico del comportamiento de este tipo de materiales era reducido. Sin embargo, dado que las posibilidades de obtener distintos materiales compuestos son prácticamente ilimitadas, la caracterización con ensayos sobre el propio material es muy costosa y difícilmente

generalizable o extrapolable a otras configuraciones; por lo que el uso de modelos matemáticos para predecir su comportamiento y la simulación de estos mediante métodos numéricos parece ser el buen camino para lograr avanzar en este conocimiento y parece el paso necesario para conseguir herramientas de ayuda en este complicado proceso de diseño y optimización del material.

En la actualidad son grandes los avances que se han dado en torno a materiales compuestos de aviación, entre los que se pueden destacar que las fibras pueden ser seleccionadas y orientadas para conseguir las propiedades mecánicas requeridas. Con la fibra de carbono es posible conseguir una robustez similar a la del acero, pero con la mitad o una tercera parte del peso de este. Para muchos usos, otras fibras como la de vidrio y poliaramida, son tan buenas o mejores, y actualmente entre un 50 y un 85 por ciento más baratas según Bey (2016). Todas las aplicaciones estructurales de los materiales compuestos en aeronáutica se basan en refuerzos con fibras continuas del material. En el caso de compuestos estructurales de alto comportamiento, son usualmente reforzados con fibra continua que determina la rigidez y refuerzo en la dirección de la fibra y los esfuerzos locales se transfieren de una fibra a otra, en la figura 4 se puede observar la distribución de fibras continuas o cortas en dos diferentes compuestos.

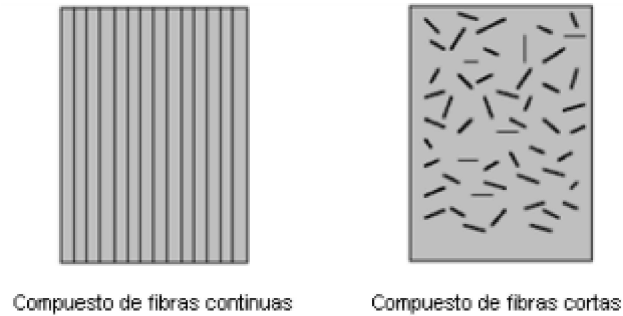


Figura 4 Distribución de fibras en compuestos de fibras continuas y fibras cortas.

Fuente: (Morales, 2015)

Los elementos utilizados en aviación hechos de materiales compuestos son usualmente fabricados por métodos de laminado, en los cuales las láminas del material o materiales a utilizarse son colocadas una sobre otra, a manera de capas, con sus fibras orientadas a distintos ángulos seleccionados previamente, luego de ser impregnados con resina, se espera su completo curado, dependiendo del método a ser utilizado, a presiones y temperaturas controladas como lo describe Donoso (2005). El material de la matriz que generalmente se utiliza es la de tipo epóxica, pero para determinadas configuraciones de materiales compuestos, se pueden utilizar otro tipo de matrices. De igual forma, hay distintos tipos de tejidos de fibras que se utilizan en su conformación como se muestra en la figura 5 y pueden ser de fibras de vidrio, carbono, aramida, entre otras.

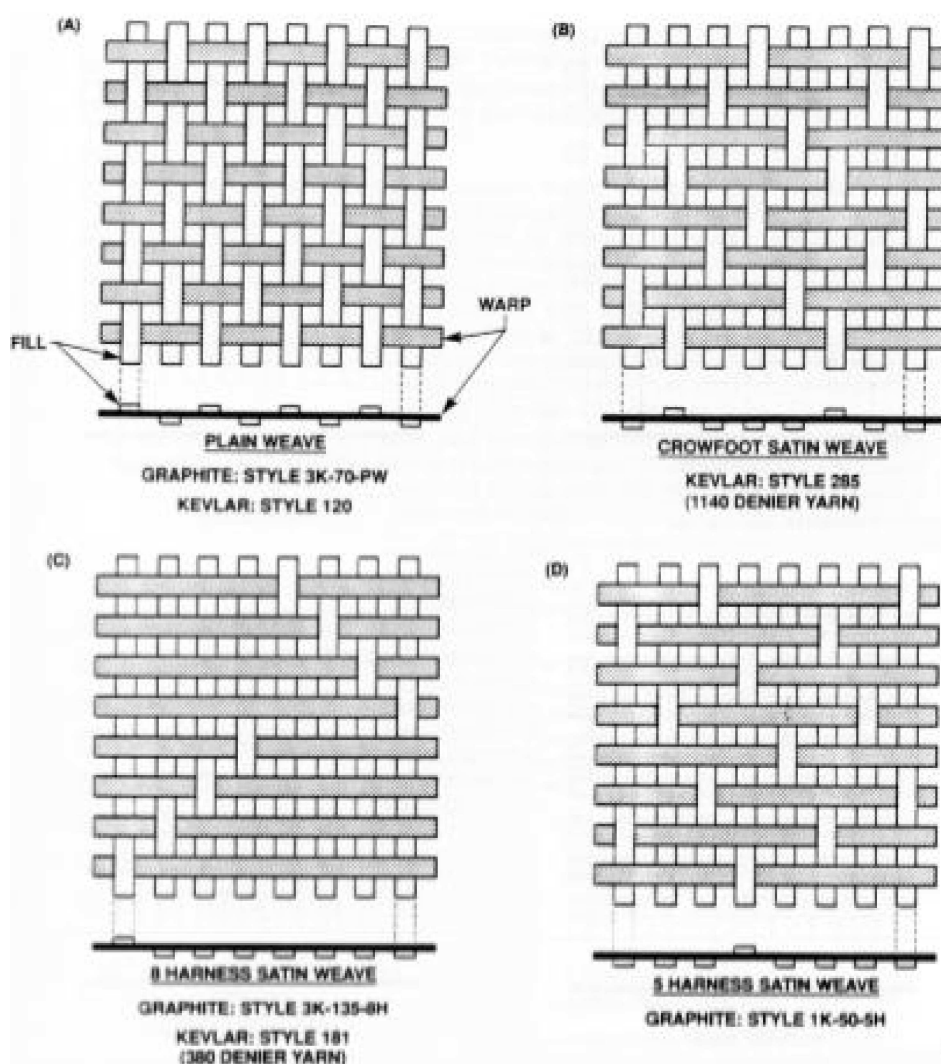


Figura 5 Diversos tipos de tejidos de fibras usadas en aviación.

Fuente: (Donoso, 2005)

La utilización de materiales compuestos en aviación comercial, también continúa en aumento, empresas como Airbus la misma que luego de que introdujo materiales compuestos en la fabricación del estabilizador vertical de su aeronave A310-XWB ver figura 6, según Ron (2017) al día de hoy es la empresa que ha fabricado la primera

aeronave que posee más de la mitad de su estructura realizada de materiales compuestos de carbono ligero, CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics), teniendo el fuselaje y estructuras del ala fabricadas principalmente de materiales compuestos.



Figura 6 Aeronave Airbus A350-XWB primera aeronave con el fuselaje y estructuras del ala fabricadas principalmente de materiales compuestos.

Fuente: (Qatar Airways, 2015)

Su máximo exponente el Airbus A350-XWB, en el que las alas de la aeronave, son una de las partes más grandes realizadas con CFRP para un avión comercial como se puede ver en la figura 7, con unas medidas de treinta y dos metros de largo por seis de ancho.



Figura 7 Primera ala de prueba para el Airbus A350-XWB.
Fuente: (Noticias Aéreas, 2017)

La ligereza y resistencia se traduce en una estructura más resistente y liviana frente a la utilización de metales tradicionales, en un aumento de la capacidad de soportar más peso y por tanto de poder operar con una mayor ocupación de pasajeros, una reducción del consumo de combustible y/o disponer de un mayor rango de alcance. El beneficio de la utilización de materiales compuestos se traslada también a las tareas de mantenimiento de estructuras de aviones, que, al no sufrir oxidación o corrosión, requieren de plazos de verificación superiores.

Así la verificación del fuselaje en un Airbus A380 es de ocho años, frente a los 12 en un A350, beneficios que la aviación comercial los tienen muy claros.

2.1.1. Tipos de laminados

Los laminados se forman a partir del apilamiento de láminas, cada una de las cuales, es una capa de resina de pequeño espesor reforzada con fibras. Existen

dos tipos de láminas: de cinta o de tejido, que forman diferentes tipos de laminados. En el laminado de cinta todas las fibras se encuentran orientadas en una única dirección y que presentan una isotropía transversal (mismas propiedades en direcciones perpendiculares a la fibra)” (García, 2007). Los laminados unidireccionales se forman al apilar láminas de cinta, donde las fibras se encuentran orientadas en la misma dirección como se indica en la figura 8.

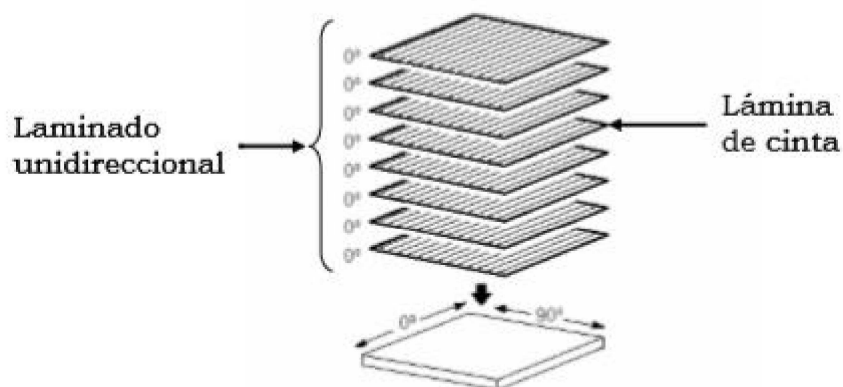


Figura 8 Laminado unidireccional.

Fuente: (García, 2007)

Los laminados 0/90, como se puede observar en la figura 9 se fabrican a partir del apilamiento de láminas de cinta en dos direcciones ortogonales, cuya principal característica es su comportamiento ortótropo.

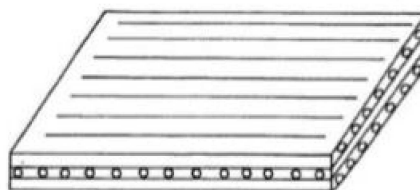


Figura 9 Laminado ortótropo.

Fuente: (García, 2007)

Los laminados cuasi-isótopos están fabricados a partir del apilamiento de láminas de cinta que se encuentran orientadas en diferentes direcciones (0° , 90° y $\pm 45^\circ$). Sus propiedades son aproximadamente las mismas en todas las direcciones, debido a las diferentes orientaciones en cada lámina. En la figura 10 se muestra un ejemplo de una configuración cuasi-isótropa que presenta la secuencia de apilamiento $[0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ]$.

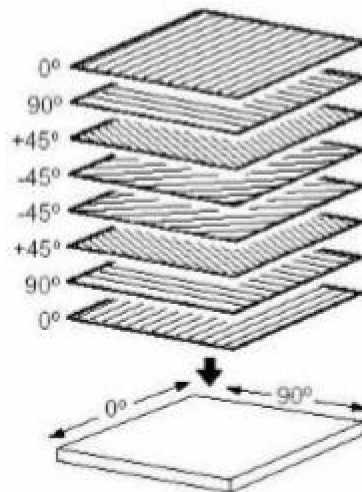


Figura 10 Ejemplo de un laminado cuasi-isótropo.

Fuente: (García, 2007)

Los laminados de tejido se fabrican a partir del apilamiento de láminas de tipo tejido, las cuales pueden ser de varias configuraciones, pero con un factor en común: la orientación de las fibras se realiza en dos direcciones, perpendiculares entre sí, siguiendo una determinada secuencia de enlazado. Las fibras longitudinales reciben el nombre de urdimbre y se encuentran entrelazadas por fibras transversales, denominadas tramas. De acuerdo con el porcentaje de fibras en cada dirección se pueden identificar dos diferentes tipos de láminas de tejido.

Si en cada dirección existe el 50 % de fibra se habla de un tejido equilibrado, también llamado tafetán, cuya principal característica es la uniformidad en las propiedades mecánicas en las direcciones 0° y 90° . Esta configuración es la más utilizada“(García, 2007). En la figura 11, se muestra una lámina de tejido equilibrado o de tipo tafetán.

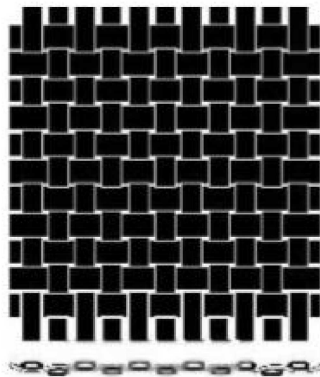


Figura 11 Lámina de tejido tafetán.
Fuente: (García, 2007)

2.1.2. Materiales Híbridos

Es un material compuesto reforzado con fibras que se obtiene al usar dos o más tipos de fibras diferentes en una misma matriz, por lo que tienen mejores propiedades que los que contienen un solo tipo de matriz, un ejemplo de este tipo de material compuesto, es el de vidrio carbono el cual es muy resistente a la tensión y al impacto (cualidad que no presenta el carbono al no estar combinado). La forma en que se presentan estos materiales híbridos, pueden ser de dos o más tipos a manera de fibras paralelas o fibras transversales que pueden ser de un material las horizontales y de otro las longitudinales, o también darse el caso que sea un laminado con capas alternadas de diferentes fibras, etc. (Cesar et al., n.d.)

Una de las ventajas de estos materiales según Smith (2006), es que la falla no suele ser catastrófica, es decir en el caso de darse la combinación de fibras de vidrio y de carbono, el primer elemento en fallar son las fibras de carbono luego la carga se redistribuye entre las fibras de vidrio y la matriz por lo que la falla se daría únicamente cuando colapse la matriz completa.

Con frecuencia, los compuestos están hechos de capas unidas para formar un laminado como se observa en la figura 12. Una capa puede consistir en fibras cortas, fibras continuas unidireccionales o fibras tejidas o trenzadas que se denominan telas.

Las capas adyacentes que tienen el mismo material y la misma orientación se denominan grupo de capas y dado que las propiedades y las orientaciones son las mismas en todo el grupo, se puede tratar como una sola capa (Kollár, L., & Springer, 2003).

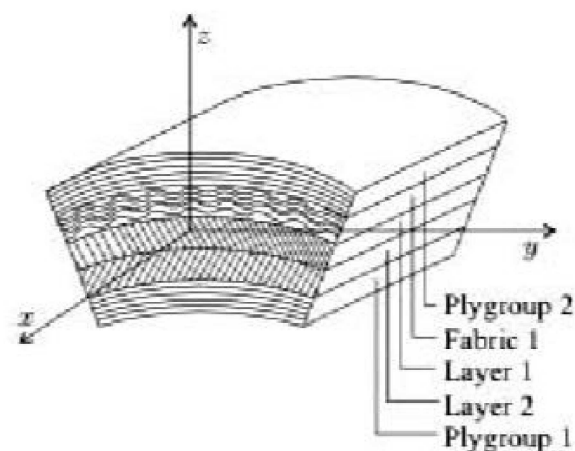


Figura 12 Compuesto laminado

Fuente: (Springer, 2003)

2.2. Caracterización de Propiedades Mecánicas

Los métodos de ensayo se pueden dividir en dos grupos, dependiendo de su propósito. El primer grupo se enfoca en los métodos para determinar las propiedades mecánicas del material y en su mayoría son destructivos. Las propiedades mecánicas son concepciones que cualifican y cuantifican las características del comportamiento mecánico de un material, como por ejemplo, la capacidad de resistir diferentes tipos de cargas, como cargas a tensión, compresión, flexión, también se establecen propiedades del material como la dureza, tenacidad y la fatiga siendo estas las características más tomadas en cuenta a la hora de seleccionar materiales (Alvarado, 2017). El segundo grupo son métodos no destructivos los cuales son evaluados para evaluar su condición. Incluso aunque la información de las propiedades obtenidas por métodos estandarizados se considera vital para el proceso de diseño, no siempre es suficiente para determinar cómo funcionará el producto cuando se ponga en uso. Las razones para esto pueden deberse a la limitación de la teoría dado el hecho de que las pruebas estandarizadas (ensayos a tracción, compresión, dureza, etc.) no determinan completamente las propiedades del material. Esto es especialmente importante considerar para los nuevos tipos de materiales compuestos (UnnÞórsson, R., Jonsson, M. T., & Runarsson, T. P., 2004).

El ensayo de tensión (tracción) en materiales compuesto es uno de los métodos más importantes para determinar las propiedades mecánicas, ya que consiste en someter a una probeta normalizada a una carga axial de tensión hasta que se produce la rotura.

El ensayo de flexión se utiliza para el control de calidad y especificación del material, siendo también usado para determinar la resistencia de las fibras exteriores y el módulo de Young de materiales compuestos homogéneos y poliméricos. Para el caso de ensayos de flexión de laminados multidireccionales, la interpretación de la resistencia y rigidez no es tan sencilla (Gómez, 2017). La probeta debe cargarse hasta que se alcance la rotura a tracción o a compresión, o hasta que se alcance la máxima deformación de las fibras en las láminas exteriores.

El objetivo de estos ensayos es determinar las propiedades mecánicas tales como la fuerza, módulo de elasticidad y el esfuerzo como se evidencia en el trabajo de investigación: “Obtención y Caracterización Mecánica de Material Compuesto Resina Poliéster – Fibra de Piña.” , cuyo autor Alvarado (2017), determina por medio de ensayos de tensión y flexión, las propiedades mecánicas de cada tipo de material según la variación de porcentaje de refuerzo que utilizó en la fabricación de las probetas de material compuesto, y analizó el aumento de valores en propiedades como el esfuerzo de tensión, flexión y módulo elástico. También Gómez (2017), en su trabajo de investigación “Caracterización mecánica de materiales compuestos fuera de autoclave.”, que busca métodos de fabricación de materiales compuestos alternativos y la caracterización de sus propiedades, para lo cual se realiza ensayos tanto de tracción como de flexión para la evaluación de las propiedades mecánicas de los laminados compuestos, obteniendo patrones homólogos que permitieron tener alternativas para el desarrollo de nuevos compuestos. En el área de compuestos poliméricos para comercialización los autores (Molina, J, Carreira, M., y Carlito, C.,

2006), en su artículo “Análise do comportamento mecánico de perfis rectangulares de madeira plástica (Wood plastic composite)”, los autores analizan la resistencia a la flexión y tracción para verificar que sus propiedades mecánicas sean superiores a las de la madera pura. Finalmente en uno de los estudios más actuales realizado por Salleh, Z., et al. (2018) titulado “Tensile and Flexural Test on Kenaf Hybrid Composites”, investigación que fue diseñada para determinar la correlación del módulo de elasticidad (módulo de Young) de flexión y tracción en materiales compuestos utilizando fibras de kenaf y vidrio, bajo la misma condición de carga, pero con una disposición diferente, para ello se investigan los efectos en el Módulo de Young realizando ensayos de tracción y flexión usando normativa ASTM, con los resultados obtenidos se compara el comportamiento y las características mecánicas de los materiales compuestos fabricados. A partir de las dos pruebas mecánicas que se realizaron, pruebas de flexión y tracción, los resultados y los datos obtenidos de todos estos experimentos muestran claramente que la disposición compuesta por 2 capas exteriores con fibra de vidrio, y 4 capas internas de fibra de kenaf tienen tanto mejores propiedades mecánicas como un mayor módulo de Young, en comparación con los otros arreglos.

2.3. Análisis dinámico mecánico (DMA)

En los materiales cuyas propiedades mecánicas son conocidas y controladas por los procesos de fabricación, las técnicas de ensayos no destructivos se utilizan para detectar la presencia de discontinuidades, vacíos o inclusiones según Ross (1991).”“En materiales compuestos naturales como lo es la madera, dónde las

irregularidades se presentan naturalmente, y además pueden ocurrir debido a las agencias de degradación en el medio ambiente, éstas nuevas técnicas se utilizan para medir cómo interactúan las irregularidades naturales y ambientales, y para determinar sus propiedades mecánicas (Galligan, Pellerín, & Brashaw, 1991). Los investigadores de productos forestales examinaron varias técnicas para clasificar madera estructural y evaluar la calidad de los materiales laminados, con lo que se desarrolló una hipótesis, basada en las propiedades fundamentales del material, para establecer relaciones entre los parámetros de los ensayos no destructivos y las propiedades mecánicas estáticas de los productos de madera (Guarderas, 2018).

La hipótesis fundamental fue presentada por primera vez por Jayne (1959), donde propuso que las propiedades de almacenamiento y disipación de energía en la madera puede medirse de forma no destructiva utilizando una variedad de técnicas estáticas y dinámicas, controladas por los mismos mecanismos que determinan el comportamiento mecánico de dichos materiales, como consecuencia las relaciones matemáticas útiles entre estas propiedades y el comportamiento elástico y de resistencia deberían ser alcanzables a través de métodos de análisis de regresión estadística (Ross, 1991). Los primeros estudios demostraron una relación entre el almacenamiento de energía y las propiedades de disipación, para lo cual utilizaron técnicas de vibración transversal forzada, y las propiedades de flexión estática de especímenes pequeños de madera clara. La técnica utilizada consistió en forzar un miembro a flexión produciendo oscilaciones transversales. Pellerín (1965) verificó esta hipótesis utilizando técnicas de vibración transversal y madera de dimensiones

establecidas. Kaiserlik y Pellerín (1977) también promovieron la hipótesis mediante el uso de técnicas de ondas de tensión (oscilación longitudinal), para evaluar la resistencia a la tracción de una pequeña muestra de madera clara que contenía diversos grados de pendiente de grano. Por otro lado en otros materiales como los metales, Tognana et. al (2018) en su artículo “Medición del módulo de Young en metales mediante la técnica de excitación por impulso”, esta técnica no destructiva para el estudio de materiales permite determinar las constantes elásticas de los mismos, por intermedio de la medición de la frecuencia natural de vibración de barras en diferentes modos y excitadas mediante un impacto puntual. Ésta técnica consistió en aplicar el mismo principio de disipación de energía utilizado en la madera pero ahora en metales. Que consiste en que la energía adquirida por la muestra se disipa en un movimiento vibratorio, cuya naturaleza depende de la geometría de la pieza de prueba, así como de la densidad y las propiedades elásticas del material. El propósito del instrumento de medición es capturar la vibración mecánica, analizar y dar una medida precisa de la frecuencia natural, esta información, junto con la masa y el factor de forma del objeto de prueba, permitirá el cálculo de los módulos elásticos (ROGERS, L.C.) En general, la vibración resultante de un impulso mecánico será complejo en su naturaleza, una mezcla de fundamental y orden superior de armónicos, ver la figura 13.

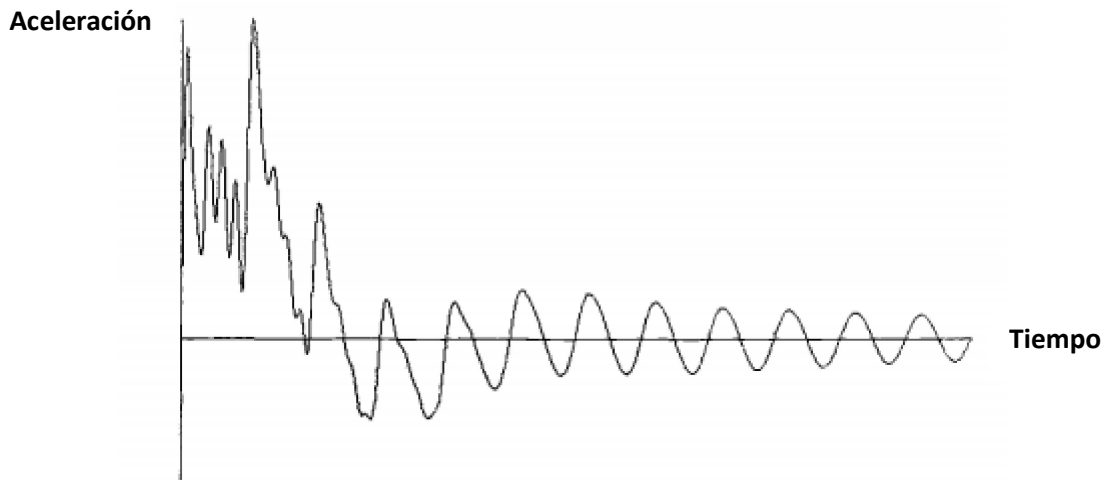


Figura 13 Movimiento vibratorio típico que muestra contenido armónico.

Fuente: (Lemmens, 1961)

La técnica de excitación por impulso es capaz de medir una amplia gama de materiales elásticos, como el método se basa en el análisis de vibraciones transitorias, el límite se establece por la cantidad de información vibracional proporcionado por el material puesto a prueba. En la práctica, al menos dos o tres periodos útiles deben estar disponibles para una medición confiable. Los materiales que pueden ser sometidos a esta prueba incluyen incluyen polímeros, resinas, madera, cemento, grafito, hormigón, rocas, composites, metales, refractarios, cerámicos, abrasivos, materiales ultra duros, etc. (ASTM 1976).

Según la norma E1876-15 "Dynamic Young's Modulus, Shear Modulus, and Poisson's Ratio by Impulse Excitation of Vibration" para materiales elásticos a temperatura ambiente, este método de determinación es aplicable a materiales compuestos tomándose en consideración el efecto de las inhomogeneidades y la anisotropía, la naturaleza del composite (fracción de volumen, tamaño, morfología,

distribución, orientación, propiedades elásticas y unión interfacial) de los refuerzos e inhomogeneidades, estos efectos deben ser considerados al interpretar los resultados de la prueba para composites y materiales no homogéneos.

Las muestras de estos materiales poseen frecuencia de resonancia mecánica específica que son determinadas por el módulo de elasticidad, masa y geometría de la muestra de ensayo. Las propiedades elásticas dinámicas de un material pueden ser calculadas con la geometría, masa y frecuencias de resonancia mecánica, y una adecuada (geometría rectangular o cilíndrica) según la muestra de ensayo con la que ese material puede ser medido. El módulo dinámico de Young se determina ya sea utilizando la frecuencia de resonancia en el modo de vibración flexural o longitudinal.

2.4. Módulo de elasticidad dinámico (EF)

El módulo de elasticidad puede representarse por el almacenamiento y disipación de la energía, que se las puede obtener mediante frecuencia de oscilación en vibración o la velocidad de transmisión del sonido. Donde se pueden establecer relaciones matemáticas entre las propiedades vibratorias y el comportamiento elástico y la resistencia, a través de análisis estadísticos de regresión lineal. El módulo de elasticidad (MOE) dinámico puede ser determinado usando la frecuencia de vibración de manera sencilla (Guarderas, 2018). Esta propiedad está altamente relacionada con el módulo de elasticidad (MOE) estático ($r^2 = 0,98$) (Ross & Pellerin, 1994; Ilic, 2001). El módulo elástico longitudinal dinámico (EL) es útil para estimar el módulo de Young real en especímenes en los que el efecto del cizallamiento

contribuye significativamente a la flexión (Divós & Tanaka, 2005). El módulo dinámico puede usarse para indicar claramente el módulo estático de Young (Ilic, 2001).

Cuando ambos extremos de la viga son libres, como indica la ecuación 1:

$$E_F = \frac{4\rho\pi f^2 L^2}{i^2 m^4} \quad (1)$$

Donde:

E_F : módulo de elasticidad dinámico (Pa),

ρ : densidad (kg/m³),

i : el radio de giro de la sección transversal (m) (haz rectangular $i^2 = h^2/12$, h = espesor en el plano de flexión),

f_f : frecuencia de vibración de flexión (Hz),

L: longitud del haz (m),

m: 4.73 (raíces de $\cos m \cosh m = 1$, para el primer modo).

Según la Norma ASTM 1876-15 el Módulo dinámico de Young para la frecuencia de resonancia de flexión fundamental de una barra rectangular se calculará mediante la ecuación 2:

$$E = 0.9465 \left(\frac{mf_f^2}{b} \right) \left(\frac{L^3}{t^3} \right) T_1 \quad (2)$$

Donde:

E = módulo dinámico de Young (Pa),

m = masa de la barra (g ó Kg),

b = ancho de la barra (mm ó m),

L = longitud de la barra (mm ó m),

t = espesor de la barra (mm ó m),

f_f = frecuencia de resonancia fundamental de la barra en flexión (Hz) y

T_1 = factor de corrección para el modo de flexión fundamental considerado para el espesor finito de la barra, radio de Poisson y demás.

Donde se considera que si $L/t \geq 20$, T_1 puede ser simplificado a la siguiente expresión, como se muestra en la ecuación 3:

$$T_1 = \left[1.000 + 6.585 \left(\frac{t}{L} \right)^2 \right] \quad (3)$$

Y E puede ser calculado directamente.

Las ecuaciones que rigen la vibración transversal en vigas se encuentran planteada en forma de ecuaciones diferenciales parciales de cuarto orden, para la vibración libre en base a la determinación de las frecuencias naturales se utiliza la siguiente ecuación:

$$\omega = \beta^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} = (\beta L)^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho A L^4}} \quad (4)$$

Despejando el módulo de elasticidad de la ecuación anterior tenemos:

$$E = \frac{\omega^2 \rho A L^4}{I(\beta L)^4} \quad (5)$$

Donde:

ω : frecuencia angular de vibración (rad/s).

βL : coeficientes determinados por las condiciones de frontera.

I: inercia de la viga (m^4)

ρ : densidad (kg/m^3),

A: área sección transversal (m^2)

f_f : frecuencia de vibración de flexión (Hz),

L: longitud(m)

2.5. Relación entre MOE Estático Y MOE Dinámico en Materiales Compuestos

Este predictor ha sido determinado por métodos estáticos y dinámicos, varios autores compararon la determinación estática y dinámica del MOE que en el caso de la madera se encontró una buena correlación (r_2 : 0,90-0,96) entre los dos valores de MOE (Divós & Tanaka, 2005). La teoría del vigas de Timoshenko se usó para explicar cuantitativamente la dependencia de las frecuencias de resonancia experimentales en el modo de vibración, la relación longitud / espesor y la relación del módulo de Young / módulo de cizallamiento del haz compuesto. Mientras que mediante el uso de valores razonables para los módulos de cizalladura transversales longitudinales, el módulo longitudinal de Young de vigas compuestas anisotrópicas bajo vibración coincidió bien con los valores determinados por pruebas estáticas (Dudek, 1970).

La investigación sobre el uso de medidas de respuesta de vibración modal para caracterizar, de forma rápida y precisa, las propiedades mecánicas de materiales y estructuras compuestas reforzadas con fibra, en un modo único o en múltiples modos de vibración, se pueden usar para determinar los módulos elásticos de los compuestos y sus constituyentes bajo diversas condiciones ambientales. Dichas mediciones se han utilizado para caracterizar las constantes elásticas globales de

compuestos, la distribución de fibras de refuerzo dentro de los compuestos, la respuesta de fluencia en el dominio del tiempo de los compuestos, el comportamiento a elevada temperatura de los compuestos y sus componentes, la resistencia a la fractura interlaminar de los materiales compuestos y la presencia de defectos, daños y degradación en materiales compuestos y estructuras compuestas adhesivas (Botelho, Campos, De Barros, Pardini, & Rezende, 2005).

Dentro de las investigaciones en las que se han utilizado técnicas de pruebas no destructivas en la caracterización de materiales compuestos, la prueba de vibración es una de las herramientas más utilizadas porque permite la determinación de las propiedades mecánicas encontrándose además que los laminados de fibra de metal (FML) ofrecen mejoras significativas sobre los materiales actuales disponibles para estructuras de aviones debido a sus excelentes características mecánicas y densidad relativamente baja (Botelho et al., 2005).

Los módulos dinámicos se determinan de forma no destructiva a partir del período fundamental de la muestra en vibración, luego los módulos estáticos mediante una prueba de flexión de tres puntos que en el caso de los materiales compuestos con base de resinas en estudios anteriores se encontraron correlaciones entre el módulo de elasticidad estático y el dinámico ($r = 0.94$; $p = 0.0001$) así como también entre el porcentaje en peso de rellenos y los módulos de elasticidad ($r = 0.82$; $p < 0.05$ para módulo estático y $r = 0.90$; $p < 0.05$ para el módulo dinámico) (Sabbagh, Vreven, & Leloup, 2002).

El módulo de Young se mide con la prueba de flexión de tres puntos pero consume mucho tiempo y dinero, por el contrario la técnica de excitación por impulso para medir el módulo de Young de los materiales compuestos de forma no destructiva tiene la ventaja de ser rápido y tener alta precisión y repetitividad (Schmidt, Wicher, & Tilgner, 2005), que aplica el principio del método de frecuencia de barrido que consiste en la estimulación de la muestra con frecuencia variable y la búsqueda de las frecuencias de resonancia mediante la vibración de la muestra, según Norma ASTM 1876.

El análisis vibracional, determina el Módulo de elasticidad (MOE) dinámico de este material compuesto de matriz polimérica con reforzamiento de fibras de vidrio y de carbono del cual está constituido el borde de ataque, pieza P/N 314-19390-402 del avión A-29 Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (figura 14).

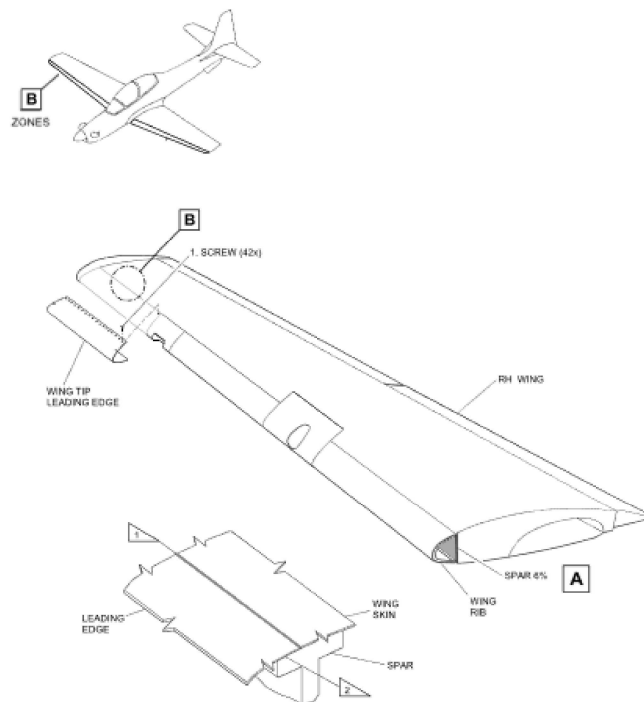


Figura 14 Ala derecha del Avión A-29 pieza P/N 314-19390-402.

Fuente: (Manual de Mantenimiento de la aeronave A-29., 2005)

De manera general para la realización de ensayos destructivos y estudio de las propiedades mecánicas de estos materiales compuestos a lo largo de su desarrollo se ha venido aplicando la normativa ASTM en su apartado para materiales compuestos, ya que normativa específicamente aeronáutica existe pero únicamente para criterios de falla para componente aeronáuticos.

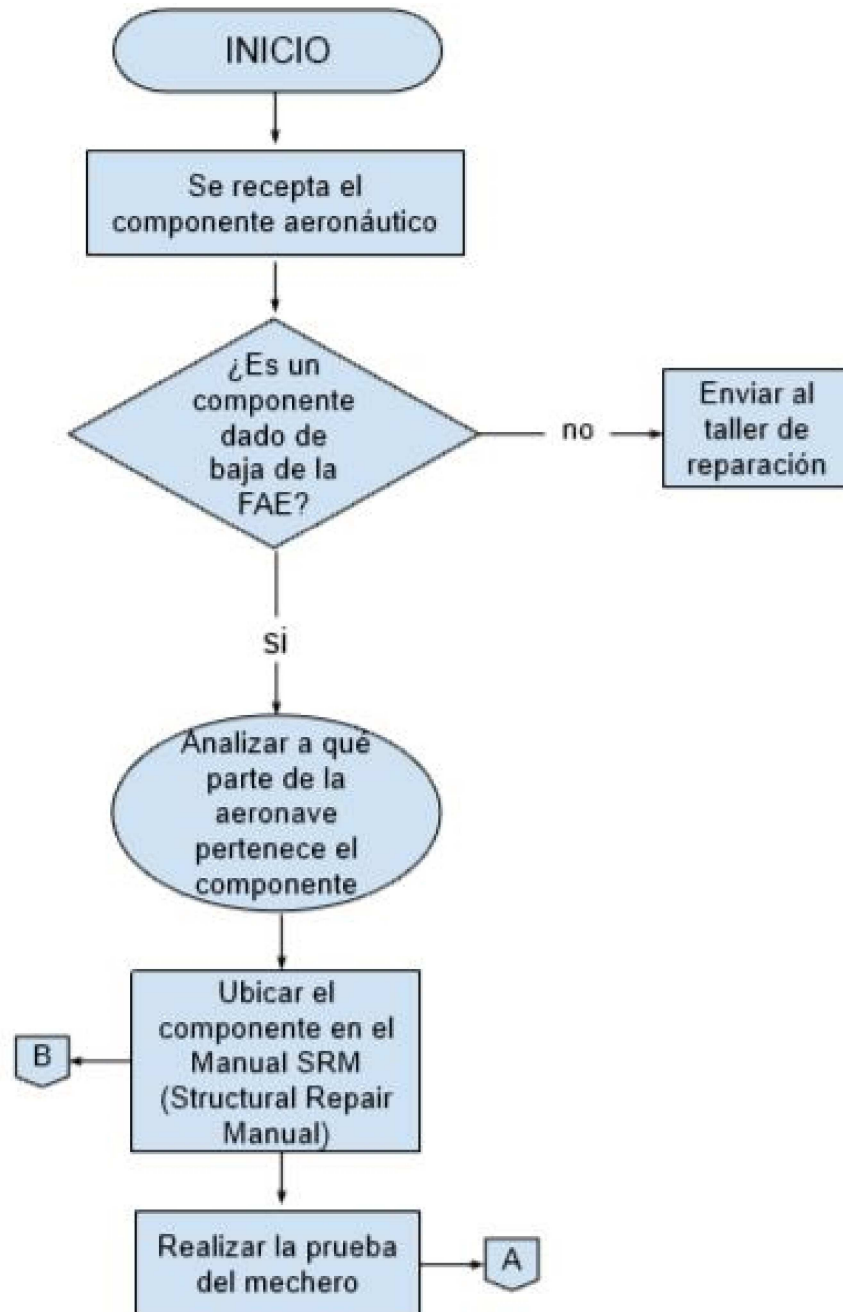
Algunas de las normas existentes a considerarse son: Norma ASTM D3552-12 “Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber Reinforced Metal Matrix Composites” , ASTM D 3039/D 3039M-14 “ Standard Test Method for Properties of Polymer Matrix Composite Materials”., ASTM D790-10 “Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials”., Norma E122 “Practice for Calculating Sample Size to Estimate With Specified Precision, the Average for a Characteristic of a Lot or Process.

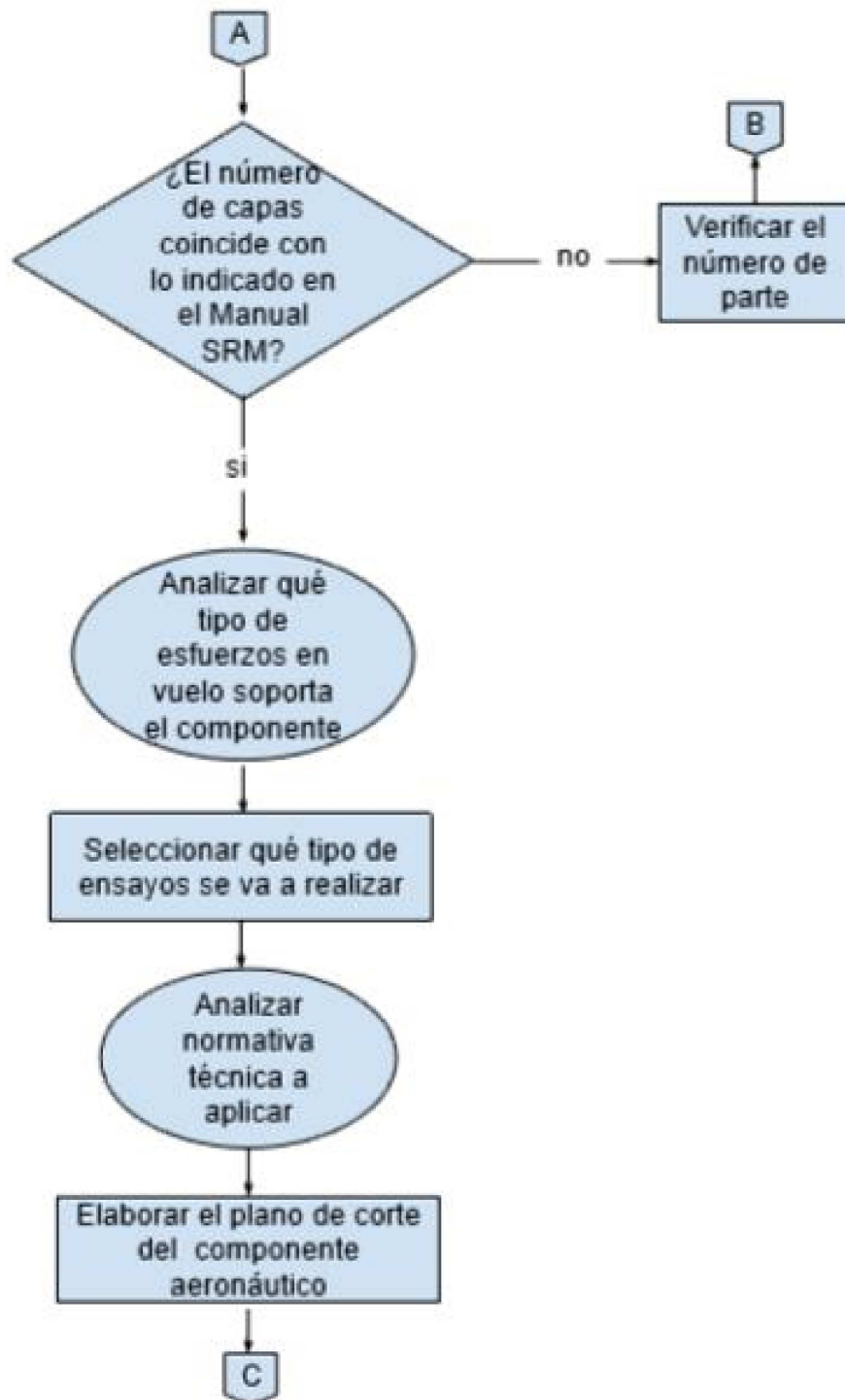
En rigor a esta serie de normas las propiedades que se plantea determinar en el ensayo de tracción son: Módulos de elasticidad (estático), esfuerzo último de tensión, límite de fluencia. En el ensayo de flexión: Resistencia máxima a la flexión, módulo de elasticidad a la flexión con lo que se obtendrá la caracterización del material mediante la obtención de las propiedades mecánicas por ensayos destructivos, sin embargo, se reconoce la necesidad existente en algunos componentes de conocer las características elásticas de piezas sin deteriorarlas, que hace necesaria su caracterización por métodos no destructivos.

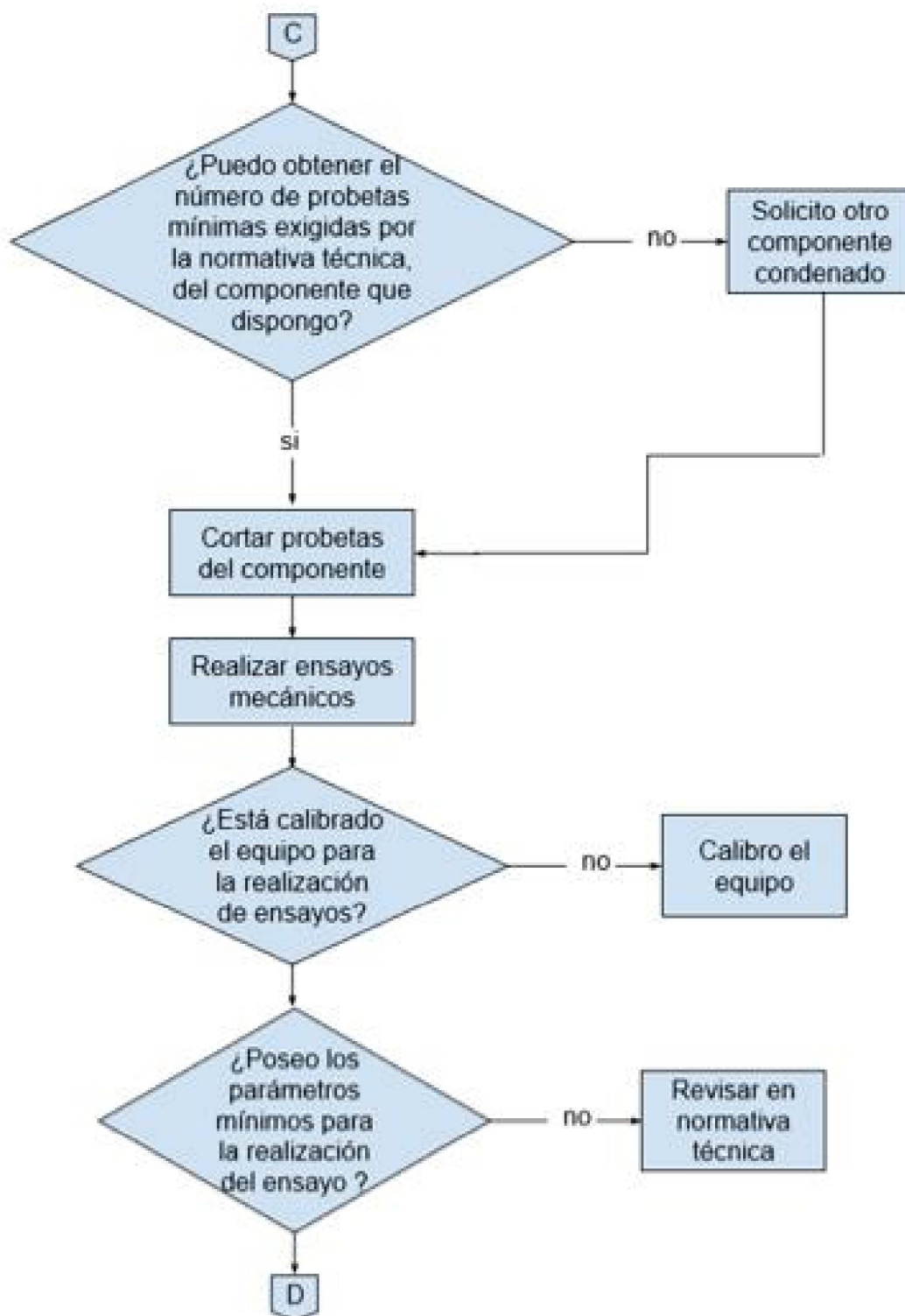
3. CAPÍTULO III

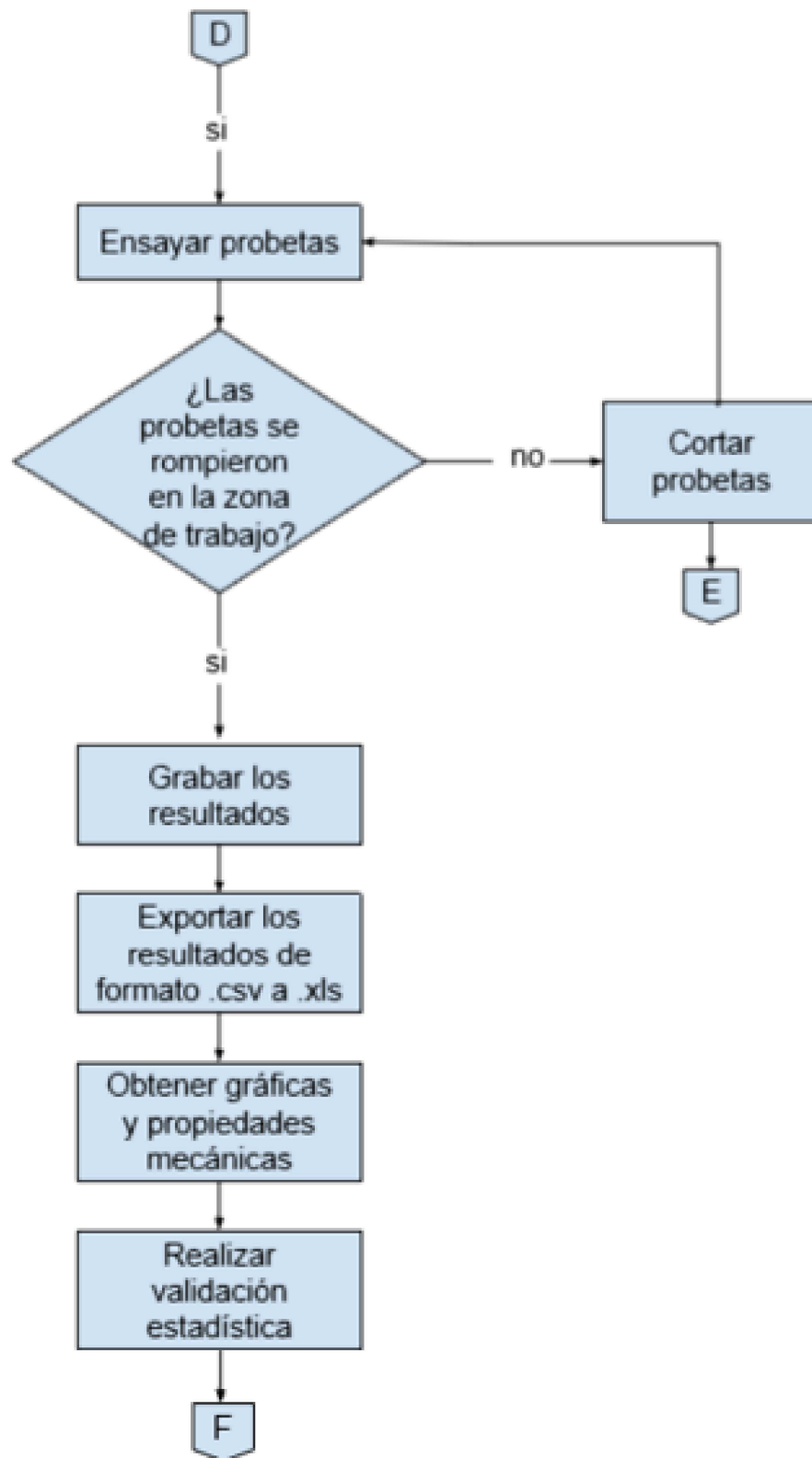
EXPERIMENTACIÓN Y ENSAYOS

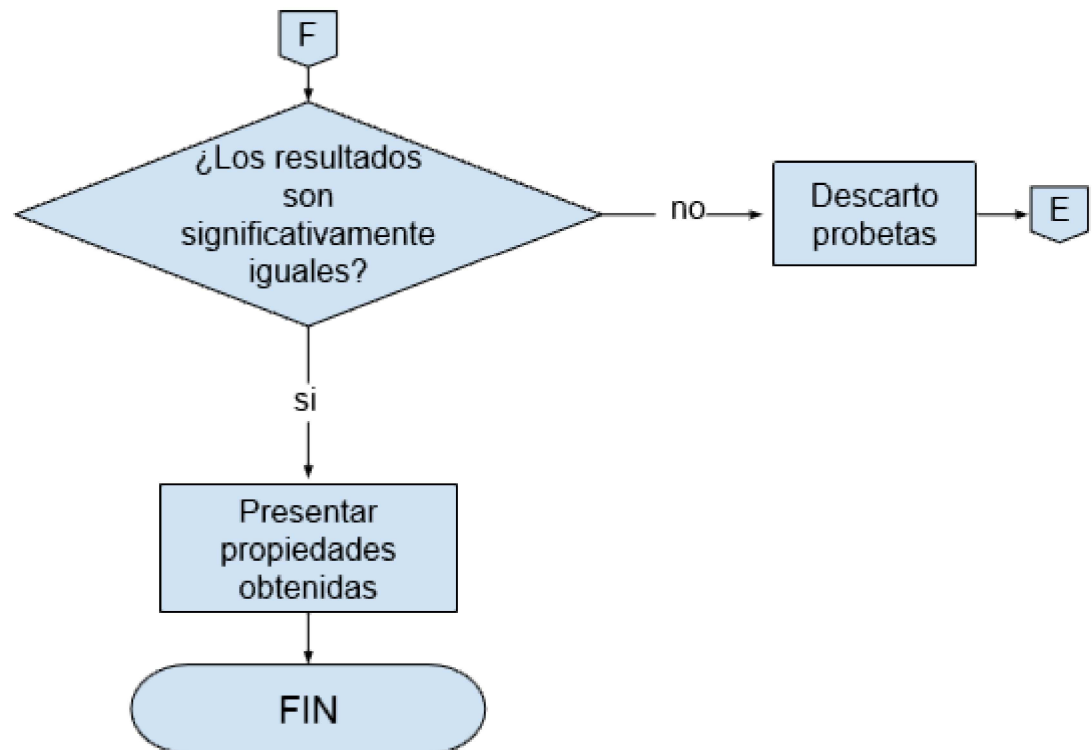
Diagrama de flujo











Prueba del mechero

Luego de haber realizado la prueba del mechero, que consiste en someter a fuego a una de las probetas procedente del material original de la aeronave, se determina el número de capas por las cuales está conformado el material compuesto original de la pieza a caracterizar; el cual es de tipo GFRP (Glass Fiber Reinforced Plastic). Y está conformado por una matriz de plástico reforzada o resina con 6 láminas de fibras de vidrio en un laminado equilibrado y simétrico. El cual tiene capas con fibras en las direcciones de 0, 45, 90 y -45 grados (cuasi-isótropo), se lo considera una laminado equilibrado porque el número de capas en cada dirección es el mismo y simétrico porque la disposición de las capas es simétrica con respecto al plano medio. Adicional posee una lámina de malla de cobre, esta información es validada con el

Structural Repair Manual de la aeronave (figura 15). (SRM A-29, Wing Tip Leading-Edge Skin, 2015).

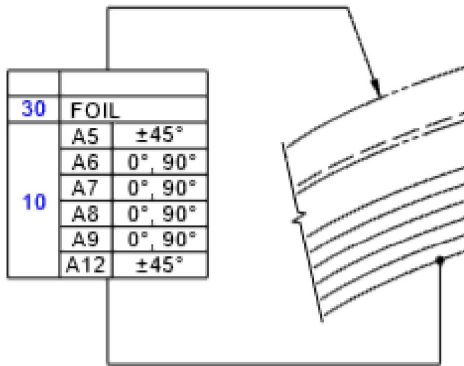


Figura 15 Capas a considerarse de la pieza
P/N 314-19390-402 del Avión A-29.

Fuente: (Manual SRM de la aeronave A-29, Wing Teap Leading-Edge Skin 57-43-01,p1, 2015)

Los lotes de probetas para los diferentes ensayos serán obtenidos a partir del borde de ataque original del avión A-29 Supertucano.

3.1 Ensayos de Tracción

3.1.1 Elaboración de probetas

Las propiedades a determinar en el ensayo de tracción son:

- Esfuerzo último de tensión.
- Módulo de elasticidad.
- Límite de fluencia.

Para determinar las propiedades mencionadas en el ensayo de tracción, se considerará la norma ASTM D3039/D3039M-14 “Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials”, la cual regulariza la geometría y número de probetas a ser sometidas a ensayos mecánicos.

En la Tabla 2, se especifican las características geométricas de las probetas y tabs (agarres), que establece la norma anteriormente mencionada.

Tabla 2

Características geométricas de las probetas y tabs (agarres), que establece la norma.

PARÁMETRO	ESPECIFICACIÓN
Forma	Sección transversal rectangular constante
Largo mínimo	Agarre de las mordazas + 2 veces el ancho
Ancho	A requerimiento
Tolerancia del ancho	±1% del ancho
Espesor	A requerimiento
Tolerancia del espesor	±4% del espesor
Espesor del tab	A requerimiento
Material del tab	A requerimiento
Orientación de la fibra del tab	A requerimiento
Ángulo del tab	5° a 90°, inclusive

Fuente: (Normativa ASTM D3039 /D3039-14, 2014)

Según la norma ASTM D3039/D3039-14, se utilizará un muestreo de 5 probetas para los ensayos a tracción, con dimensiones en las probetas de 130 [mm] × 15 [mm], ya que en la especificación del parámetro, la longitud de agarre de mordaza es de 50 [mm] × 15 [mm], en este caso el espesor de 1.2 [mm].

$$Largo = 2 \times \text{agarre de mordaza} + 2 \times \text{ancho}$$

$$Largo = 2 \times 50 \text{ mm} + 2 \times 15 \text{ mm}$$

$$Largo = 130 \text{ mm}$$

En la figura 16 se observa la geometría y dimensiones de las probetas para realizar los ensayos de tracción.

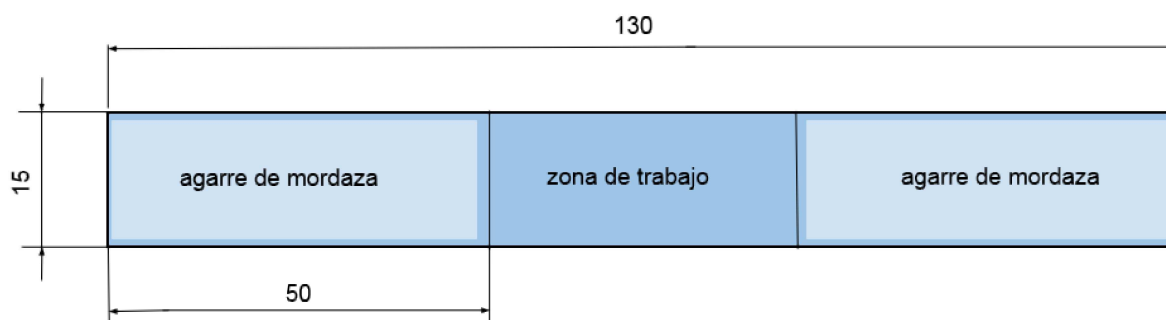


Figura 16 Dimensiones de las probetas para los ensayos de tracción [mm].

La forma física de ruptura de las probetas se encuentra tabulada en la norma ASTM D3039/D3039M-14. Existen diversos modos con los que una probeta se fractura, la estandarización correspondiente para esto es la publicada en la norma antes mencionada y se extrae la siguiente Figura 17.

Las letras son códigos, los cuales se exponen en Tabla 3. Nomenclatura que se empleará en el análisis de resultados correspondiente.

Tabla 3

Códigos de fallas para probetas de materiales compuestos a ensayos de tracción.

PRIMER CARÁCTER		SEGUNDO CARÁCTER		TERCER CARÁCTER	
<i>Tipo de Falla</i>	<i>Cód. 1</i>	<i>Área de falla</i>	<i>Cód. 2</i>	<i>Ubicación de la falla</i>	<i>Cód. 3</i>
Ángulo	A	Interior Tab	I	Abajo	B
Delaminación	D	Tab	A	Arriba	T
}*	M.	Cerca área Tab	W	Izquierda	L
Lateral	L	Probeta	G	Derecha	R
Modo múltiple	M	Múltiples áreas	M	Mitad	M
Separación	S	Varios	V	Varios	V
Explosivo	X	Desconocido	U	Desconocido	U
Otro	O	-	-	-	-

Fuente: (Normativa ASTM D3039 /D3039-14, 2014)

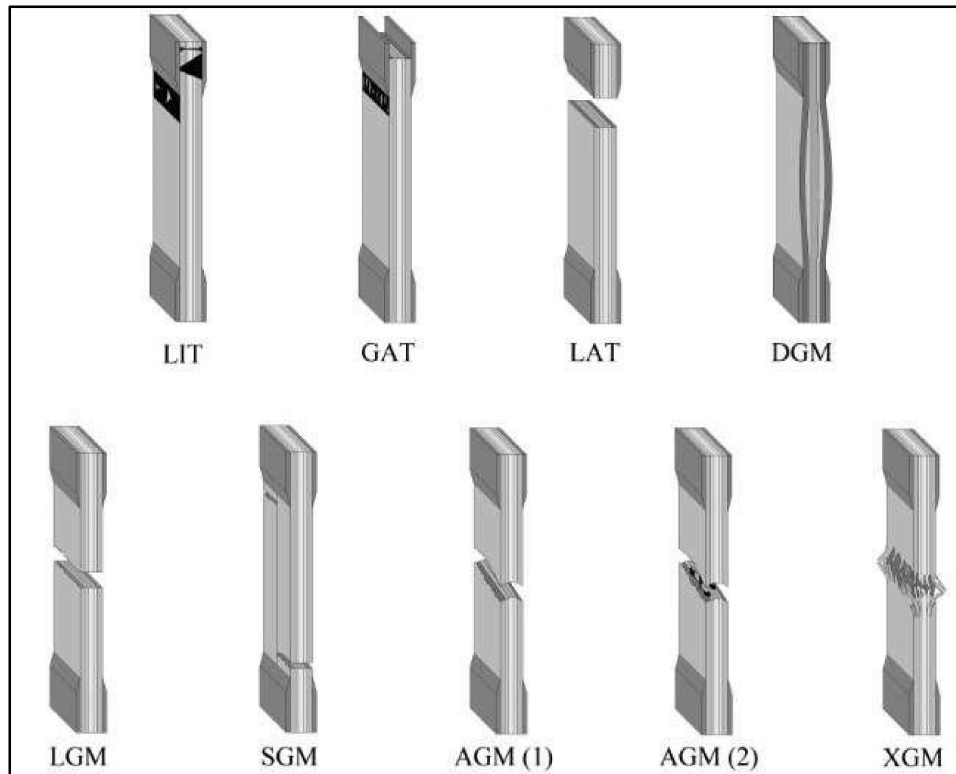


Figura 17 Modos de falla para probetas de materiales compuestos sometidas a tracción.

Fuente: (Normativa ASTM D3039 /D3039-14, 2014)

La elaboración de las probetas se realizó según las dimensiones indicadas en la Norma ASTM D3039/D3039M-14, para seleccionar el material de agarre para mordazas (tabs), la norma indica que se puede utilizar el material según sea necesario (ver Tabla 2), se realizaron pruebas con agarres de sujeción de diferentes materiales (figura 18), luego de apreciar los resultados con cada una de las variantes, se seleccionó la alternativa de colocar una capa de resina époxica de 1 mm. En la tabla 4, se identifican las ventajas y desventajas de cada uno de los materiales usados para las tabs (agarres de sujeción para las probetas):

Tabla 4

Ventajas y desventajas de los materiales usados para los agarres de sujeción (tabs):

Material de los Tabs	Ventajas	Desventajas
Caucho tipo 1	Alta adherencia en las mordazas	Sufre desprendimiento de la probeta al incrementar la fuerza de tracción
Caucho tipo 2	Alta adherencia en las mordazas	Sufre desprendimiento de la probeta al incrementar la fuerza de tracción
Papel lija	Adherencia media en las mordazas	Sufre desprendimiento de la probeta al incrementar la fuerza de tracción
Mismo material de la probeta	Baja adherencia en las mordazas	Rotura y desprendimiento de tabs.
Capa de resina époxica	Alta adherencia en las mordazas	No sufre desprendimiento de la probeta al incrementar la fuerza de tracción

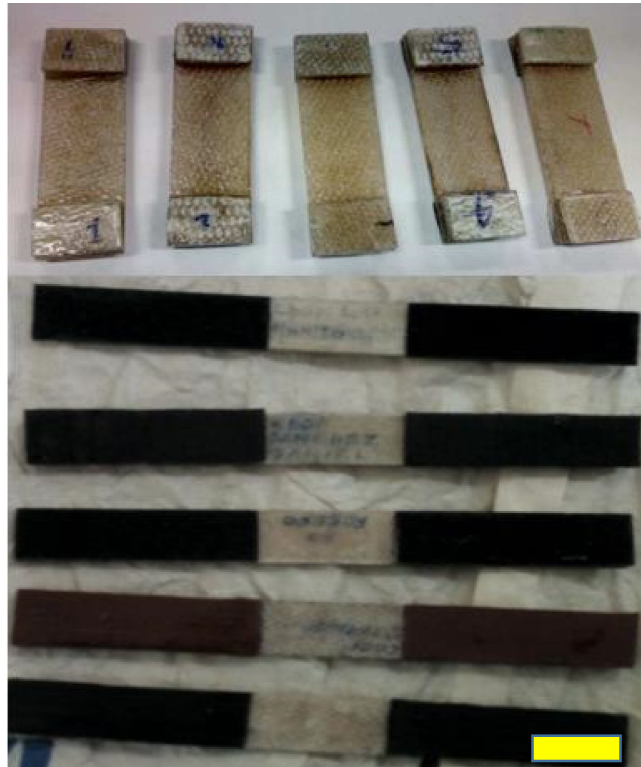


Figura 18 Probetas para ensayos de tracción con agarres de sujeción de distintos materiales (Tamaño de barra 2 mm).

Por lo que se selecciona, para los agarres de las probetas una capa de resina epóxica, para descartar así la presencia de fracturas con falla en los diferentes ensayos.

3.1.2 Procedimiento

Se realizó el ensayo de tracción para el material compuesto con una máquina de Ensayos Universal SHIMADZU AGS-X Plus con capacidad de 50 KN (ver figura 19), de acuerdo a los lineamientos mencionados en la NORMA ASTM D3039/D3039-14, la norma establece una velocidad del cabezal de 2 mm/min, con la toma de al menos 5 muestras válidas de probetas, con dimensiones de 130 mm de largo , 15 mm de

ancho (la norma indica una tolerancia de +/- 1% - 1.3mm) y 1.7 mm de espesor (la norma indica el espesor según sea necesario).

A partir de la realización de los ensayos de tracción los datos compilados y los gráficos generados (ver figura 20), a partir de los cuales se procederá a calcular el módulo de elasticidad (estático), esfuerzo último de tensión y límite de fluencia.

Materiales y equipos

- Máquina de ensayos universales Shimadzu AGS-X capacidad 50 KN.
- Cortadora DREMEL Multimax MM 40, 120 V
- Hoja de sierra de corte, 20 mm
- Calibrador Calipper, apreciación 0,02 mm
- Resina epóxica, 2500 psi - impermeable
- Regla metálica, apreciación 0,05 mm



Figura 19 Ensayo de tracción en máquina de Ensayos Universales Shimadzu - 50 KN.

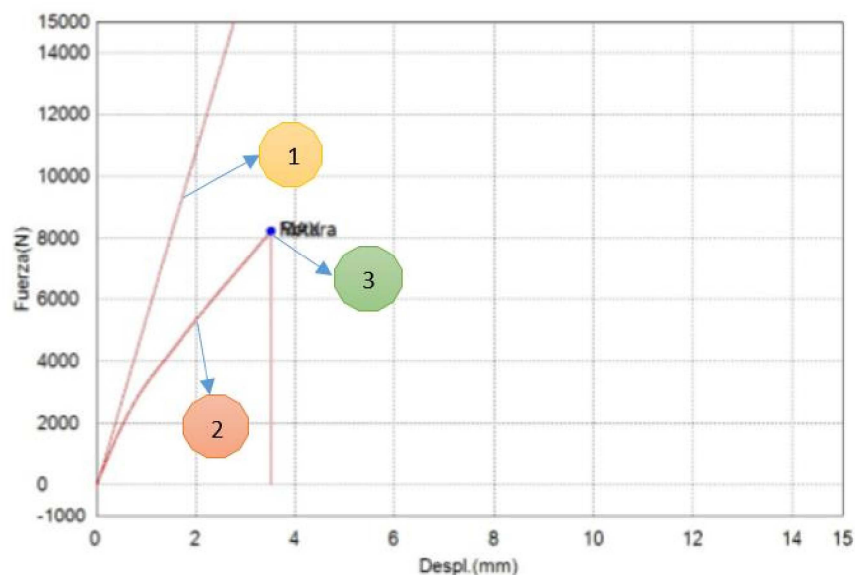


Figura 20 . Gráfico Fuerza – desplazamiento de la probeta N. 1: (1) Línea de tendencia de la pendiente, (2) Curva fuerza desplazamiento generada, (3) Punto de rotura del material.

3.1.3 Resultados

3.1.3.1 Esfuerzo de Tracción Máximo

El esfuerzo de tracción se determina con la siguiente ecuación:

$$\sigma_t = \frac{F}{A} \quad (6)$$

Dónde:

σ_t = Esfuerzo de tracción Máximo (ó esfuerzo último de tensión)

F = Carga Máxima

A = Área transversal de la probeta

Luego de realizar los ensayos de tracción en las probetas con los tabs de alta adherencia (capa de resina), en la máquina de ensayos universales, se verifica que

las probetas se hayan fracturado en la zona de trabajo. Se obtuvieron los valores de fuerza o carga máxima indicados en la tabla 5, con los cuales mediante la ecuación 6, se calculó el esfuerzo de tracción máximo, módulo de elasticidad, y mediante las gráficas y puntos obtenidos; se permite apreciar que el punto de esfuerzo máximo coincide en el mismo punto de fractura, lo que corrobora que el material tiene un comportamiento de tipo frágil como se observa en el gráfico tipo a) para materiales frágiles (ISO 527, 2014); como se puede ver en la figura 21, por lo que no existe límite de fluencia .

Tabla 5

Carga máxima, esfuerzo máximo obtenido/calculado respectivamente mediante ensayo de tracción

Ord.	Carga máxima (N)	Esfuerzo de tracción máximo (Mpa)	Desviación Estándar (Mpa)	Área transversal de la probeta (mm ²)	%elong.
1	8231.74	318.79	21.7	25.82	2.69
2	9608.94	376.82		25.50	2.63
3	9246.6	374.64		24.68	3.07
4	9006.45	371.60		24.24	3.01
5	9236.82	377.32		24.48	2.74
6	9548.8	380.13		25.12	2.90
7	8883.38	358.90		24.75	2.78
Promedio	9108.96	365.46	21.7	24.94	2.83

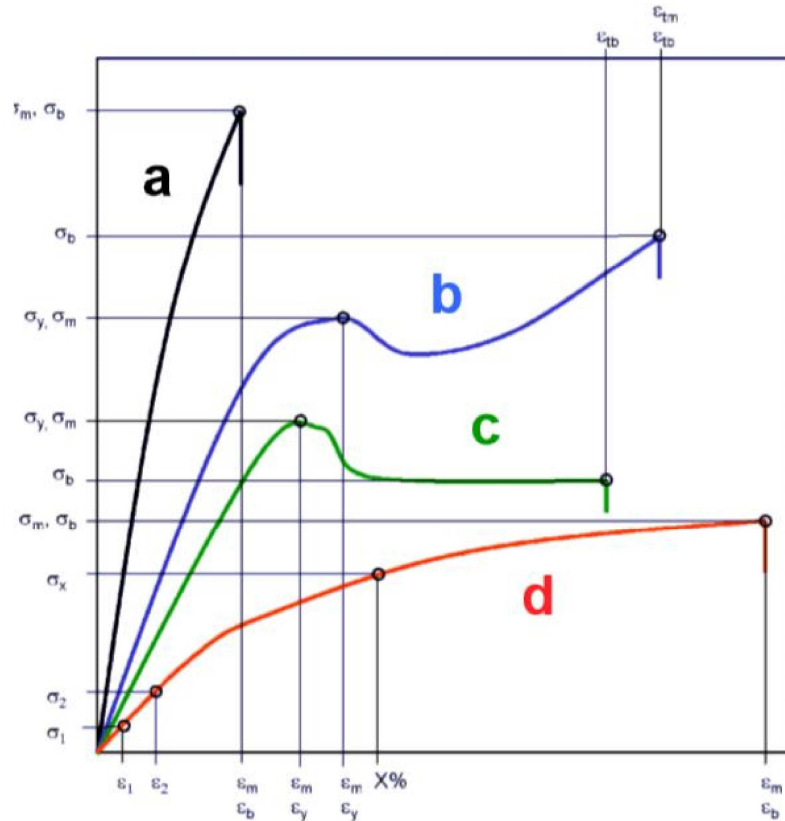


Figura 21 Tipo de gráfica esfuerzo deformación: a) Materiales frágiles
 b) Materiales duros con punto de fluencia c) Materiales duros sin punto de fluencia.
 Fuente: (Farenholz, 2014)

3.1.3.2 Módulo de elasticidad

Para determinar la rigidez del material a partir de los datos de carga máxima obtenidos, se utilizarán las ecuaciones 7 y 8 designadas en la Norma ASTM D3039 y los valores considerados son los de desplazamiento indicado por la máquina vs. la longitud inicial, obteniendo la deformación unitaria y a partir de ello mediante la ecuación 7, el módulo de elasticidad como se indica en la tabla 6, durante la permanencia del material dentro de la zona elástica.

El módulo de elasticidad se obtuvo mediante la siguiente ecuación:

$$\sigma_t = E \cdot \epsilon \quad (7)$$

Donde:

$\sigma_t =$ Esfuerzo de tracción Máximo

$E =$ Módulo de elasticidad

$\epsilon =$ Deformación unitaria

Siendo la deformación unitaria :

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L_o} \quad (8)$$

Donde:

$\epsilon =$ Deformación unitaria

$\Delta L =$ Desplazamiento (diferencia de longitud entre dos puntos)

$L_o =$ Longitud inicial

Para cada valor de carga máxima indicado anteriormente, y a partir de los valores de desplazamiento obtenidos en la máquina a través del ensayo de tracción vs. longitud inicial, se muestran los valores de módulos de elasticidad calculados.

Tabla 6

Desplazamiento, deformación unitaria y módulo de elasticidad a tracción obtenido/calculados respectivamente

Ord.	Desplazamiento máximo (mm)	Deformación Unitaria máxima	Módulo de elasticidad (tracción) (Mpa)	Desviación Estándar (Mpa)
1	3.51898	0.02686	11118.00	819.76
2	3.41899	0.02630	13033.00	
3	4.00998	0.03066	11971.00	
4	3.91065	0.03008	10970.00	
5	3.59006	0.02741	12608.00	
6	3.76298	0.02895	11929.00	
7	3.60855	0.02776	11689.00	
Promedio	3.68860	0.02829	11759.71	819.76

3.1.3.3 Límite de fluencia

A partir de los gráficos esfuerzo - deformación como se puede observar en la figura 22, que son las gráficas obtenidas a partir del ensayo de tracción de cada una de las probetas, se identifica que el material tiene un comportamiento de tipo frágil por lo que no existe límite de fluencia (Ankur K., 2019) (ver figura 21), ya que el material alcanza directamente el esfuerzo último, valores que se muestran en la tabla 7, que se muestra a continuación:

Tabla 7

Valores de esfuerzo máximo de tracción del material, obtenidos a partir de las gráficas esfuerzo – deformación.

Ord.	Esfuerzo de tracción máximo (Mpa)	Límite de fluencia (Mpa)
1	318.79	No existe
2	376.82	No existe
3	374.64	No existe
4	371.60	No existe
5	377.32	No existe
6	380.13	No existe
7	358.90	No existe
Promedio	365.46	No existe

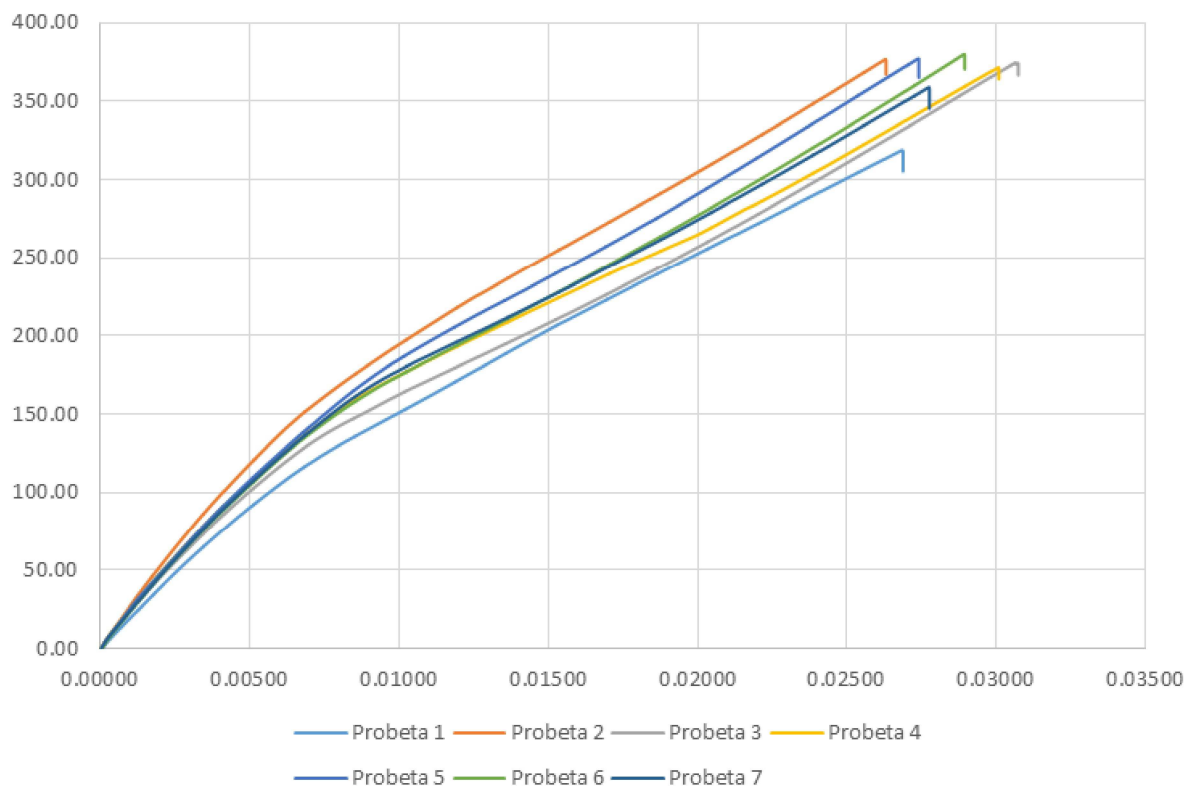


Figura 22 Gráfico esfuerzo – deformación en el que se observa el esfuerzo máximo alcanzado sin definirse un límite de fluencia.

3.2 Ensayos de Flexión

3.2.1 Elaboración de probetas

Las probetas para ensayos de flexión fueron elaboradas de acuerdo a los lineamientos mencionados en la NORMA ASTM D790-17, la norma establece la toma de al menos 5 muestras válidas de probetas, con dimensiones de 81 [mm] mm de longitud (en la norma se indica al menos el 10% de la distancia entre los apoyos pero no menor a 6,4 [mm]), 12.7 [mm] de ancho (para muestras con espesores de 3.2 mm o menores) y 1.7 [mm] de espesor (la norma indica el espesor según sea necesario), las probetas deberán tener una sección transversal rectangular.

En la figura 23 se observa la geometría y dimensiones de las probetas para realizar los ensayos de flexión y en la figura 24 se pueden observar las probetas originales del borde de ataque del avión A-29 a ser ensayadas, con una muestra de 6 probetas, las cuales serán ensayadas en la máquina de Ensayos Universal SHIMADZU AGS-X Plus con capacidad de 50 KN, de acuerdo a los lineamientos mencionados en la NORMA ASTM D790-17 “Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and a Electrical Insultating Materials.”, como se detalla más adelante.

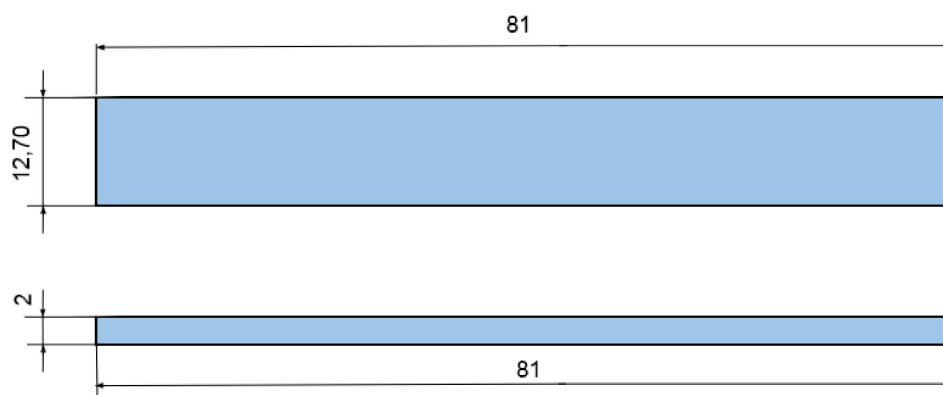


Figura 23 Dimensiones de las probetas para ensayos de flexión [mm].

Fuente: (Propia)



Figura 24 Dimensiones de las probetas para ensayos de flexión.
(Tamaño de barra 15 mm)

3.2.2 Procedimiento

Las propiedades a determinar en el ensayo de flexión son:

- Resistencia máxima a la flexión.
- Módulo de elasticidad a la flexión.

Se realizó el ensayo de flexión de tres puntos, para el material compuesto con la máquina de Ensayos Universal SHIMADZU AGS-X Plus con capacidad de 50 KN, de acuerdo a los lineamientos mencionados en la NORMA ASTM D790-17, la norma establece la toma de al menos 5 muestras válidas de probetas, con dimensiones de 81 mm de longitud (en la norma indica al menos el 10% de la distancia entre los apoyos pero no menor a 6.4 [mm]), 12.7 [mm] de ancho (para muestras con espesores de 3.2 mm o menores) y 1.7 [mm] de espesor (la norma indica el espesor según sea necesario).

A partir de la realización de los ensayos de flexión y los datos compilados, se obtienen gráficas como se puede observar en la figura 25, la gráfica fuerza vs. desplazamiento mediante la máquina de ensayos, luego se exportan los datos; a partir de los cuales se procederá a calcular la resistencia máxima a la flexión o esfuerzo máximo a la flexión, módulo de elasticidad a flexión.

Materiales y equipos

- Máquina de ensayos universales Shimadzu AGS-X con puente de flexión, capacidad 50 KN.
- Cortadora DREMEL Multimax MM 40, 120 V
- Hoja de sierra de corte, 20 mm
- Calibrador Caliper, apreciación 0,02 mm
- Regla metálica, apreciación 0.05 mm
- Balanza electrónica Shimadzu TW423L, apreciación de 1 [mg].

Palabra llave		Nombre de producto	
Nombre de archivo de ensayo	1_F_xtas	Nombre de metodo de ensayo	FLEXION_3P_CARVAJAL_SUPERTUCANO.xmas
Fecha de informe	20/8/2019	Fecha de ensayo	20/8/2019
Modo de Ensayo	Sencillo	Tipo de ensayo	Flexión 3 ptos.
Velocidad	1mm/min	Forma	Plana
Nº de partidas:	1	Nº de muestras:	1

Nombre	Max_Fuerza	Max_flexion	Max_Desplazamiento	Max_Deformacion
Parametros	Calc. at Entire Areas	Calc. at Entire Areas	Calc. at Entire Areas	Calc. at Entire Areas
Unidad	N	N/mm2	mm	%
1_1	92,6892	273,357	15,5172	3,40140

Nombre	Max_Despl.	Max_Deformacion	Max_Tiempo	Rotura_Fuerza
Parametros	Calc. at Entire Areas	Calc. at Entire Areas	Calc. at Entire Areas	Sensibilidad 10
Unidad	mm	%	seg	N
1_1	15,5172	3,40140	931,030	--

Nombre	M.Elastico
Parametros	Fuerza 10 - 20 N
Unidad	N/mm2
1_1	11245,1

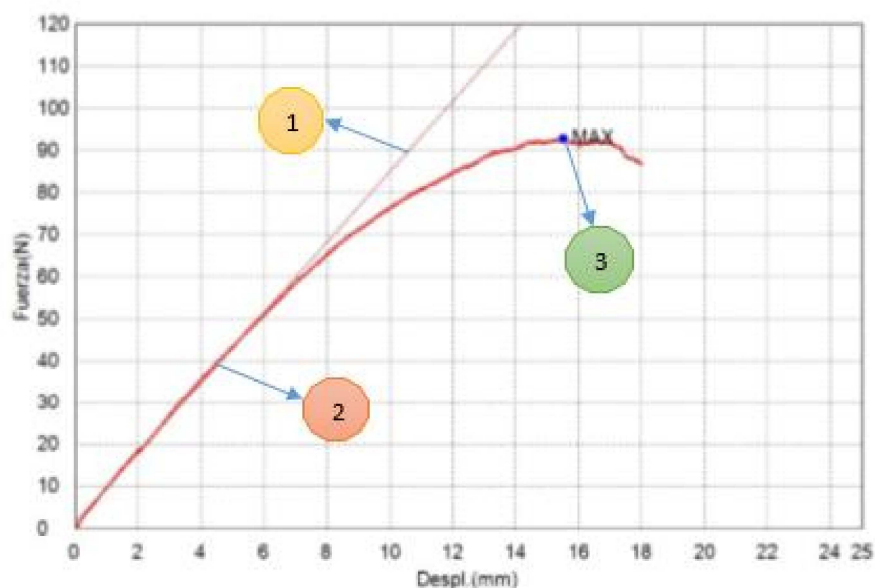


Figura 25 Gráfica Fuerza vs. desplazamiento - ensayo de flexión. (1) Línea de tendencia de la pendiente, (2) Curva fuerza desplazamiento generada, (3) Fuerza máxima

3.2.3 Resultados

3.2.3.1 Esfuerzo máximo a la flexión

El esfuerzo de flexión se calcula a partir de los datos de fuerza obtenidos en la máquina de Ensayos Universal SHIMADZU AGS-X Plus con capacidad de 50 KN, de acuerdo a los lineamientos mencionados en la NORMA ASTM D790-17 a partir de la siguiente ecuación:

$$\sigma_f = \frac{3PL}{2bd^2} \quad (9)$$

Donde:

σ_t = Esfuerzo en las fibras externas en el punto medio (Mpa).

P = Carga en un punto dado en la curva de carga – deflexión (N).

L = Separación de los apoyos (mm).

b = Ancho de la probeta (mm).

d = Espesor de la probeta (mm).

Luego de realizar el ensayo de flexión de tres punto (ver el montaje del equipo en la figura 26); en la máquina de ensayos universales y luego de haber verificado que las probetas se hayan fracturado en la zona de trabajo (una se fracturó fuera por lo que fue anulada), se obtuvieron los valores de fuerza o carga máxima indicados en la tabla 8, con los cuales mediante la ecuación 9, se calculó el esfuerzo máximo a la flexión.

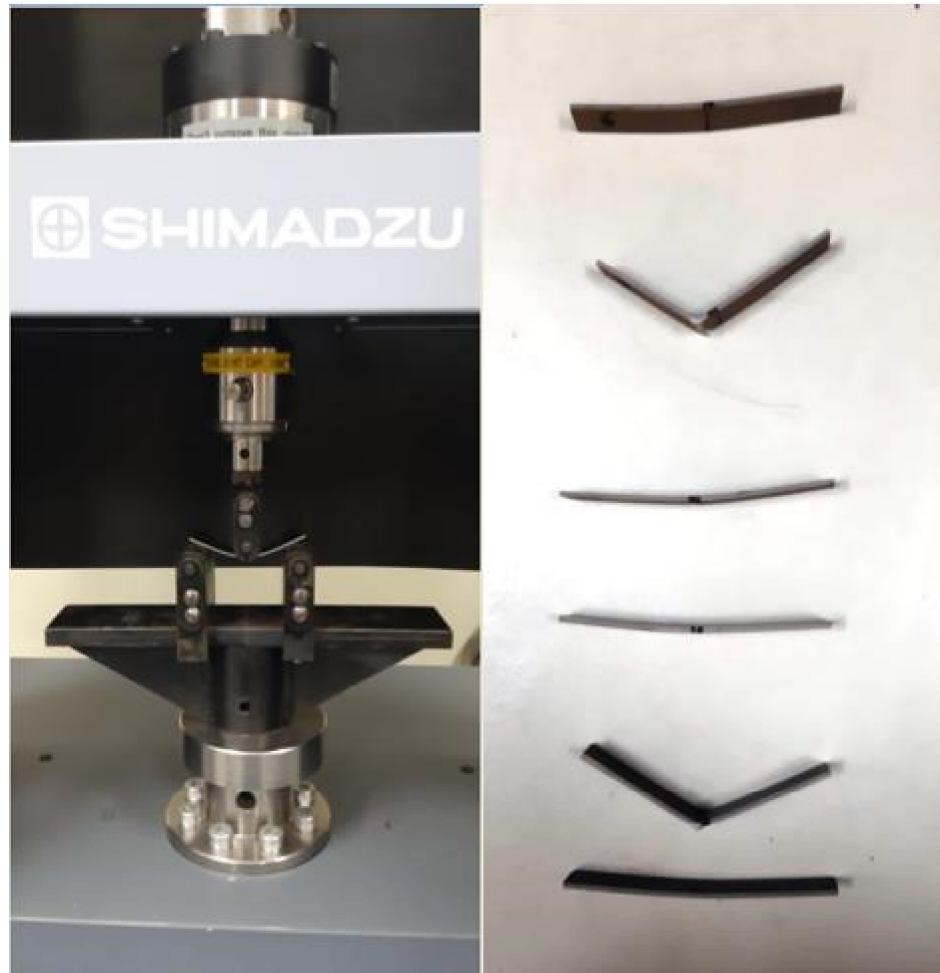


Figura 26 Ensayo de flexión de 3 puntos (izq.). Probetas luego de ensayo de flexión (der.)

Fuente: Propia

Y a partir de la ecuación 10, indicada en la misma norma ASTM 790-17:

$$\epsilon_f = \frac{6Dd}{L^2} \quad (10)$$

Donde:

ϵ_f = Deformación en la superficie externa (Mpa).

D = Máxima deflexión del centro (mm).

L = Separación de los apoyos (mm).

d = Espesor de la probeta (mm).

Se calculó la deformación, con lo cual se obtuvo las gráficas esfuerzo deformación de flexión, en las cuales además de identificar el esfuerzo máximo de flexión, se identifica la zona elástica, cuya pendiente permite el cálculo del módulo de elasticidad a flexión (ver figura 27).

Tabla 8

Valores calculados de carga máxima y esfuerzo máximo de flexión.

Ord.	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión máximo (Mpa)
1	70.23	225.11
2	93.51	260.72
3	86.33	265.61
4	73.78	173.94
5	85.5	269.53
Promedio	81.87	238.98

3.2.3.2 Módulo de elasticidad a la flexión

Considerando la probeta sometida a la prueba de flexión en tres puntos como una viga con dos apoyos simples en los extremos a la que se aplica una fuerza P puntual en el centro, se calculó el módulo de elasticidad a flexión a partir de la ecuación 11, derivada de la ecuación diferencial de la elástica.

$$E = \frac{Pl^3}{48I\delta_{m\acute{a}x}} \quad (11)$$

Donde:

P = Valor de la carga en la zona elástica (N).

L = Distancia entre apoyos (m).

E = Módulo de elasticidad (Pa).

I = Inercia (m^4).

d = Deflexión (m).

La fuerza en la zona elástica se identifica en el gráfico esfuerzo deformación de flexión como se indica en la figura 27.

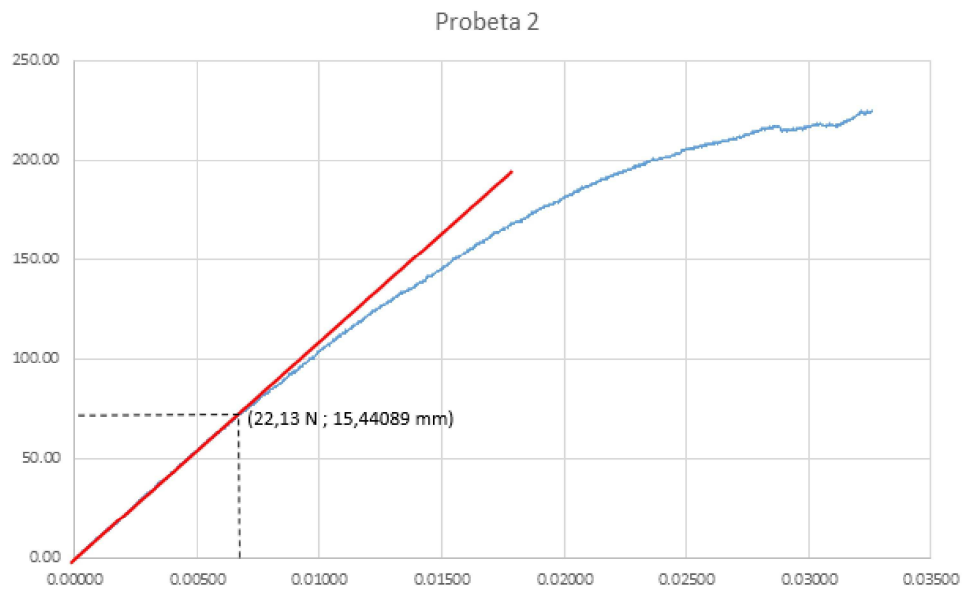


Figura 27 Fuerza en la zona elástica del gráfico esfuerzo-deformación de flexión - probeta N.2

Los valores del módulo de elasticidad obtenidos se muestran a continuación (ver tabla 9):

Tabla 9
Carga en la zona elástica, módulo de elasticidad a flexión.

Ord.	Carga en la zona elástica (N)	Módulo de elasticidad a flexión (Mpa)
1	22.13	10741.68
2	43.06	11729.76
3	40.21	11257.00
4	29.33	12363.37
5	47.58	11137.74
Promedio	36.46	11445.91

3.3 Caracterización Dinámica (Análisis Vibracional - MOE dinámico)

3.3.1 Elaboración de probetas para ensayos dinámicos

Para determinar el módulo de elasticidad según la norma E1876-15: “Standard Test Method for Dynamic Young’s Modulus, Shear Modulus, and Poisson’s Ratio by Impulse Excitation of Vibration.”, en la cual se indica las probetas para ensayos dinámicos de forma rectangular deberán cumplir una relación longitud / espesor que sea $L/t > 20$ para la cual se puede aplicar la respectiva ecuación, en base a esta relación las dimensiones de las probetas obtenidas a partir del borde de ataque del avión Super Tucano (figura 28 y 29), son de dimensiones 211 [mm] × 15 [mm] × 2 [mm], (ver figura 29, 30), con una muestra de 8 probetas las cuales a partir del equipo para caracterización del módulo de elasticidad disponible en el laboratorio (ver fig. 27), se realiza la toma de datos con ayuda de este equipo de las diferentes probetas, cálculo de la frecuencia de vibración y a partir de ella el cálculo del módulo de Young correspondiente, cuyos datos se resumen a continuación:

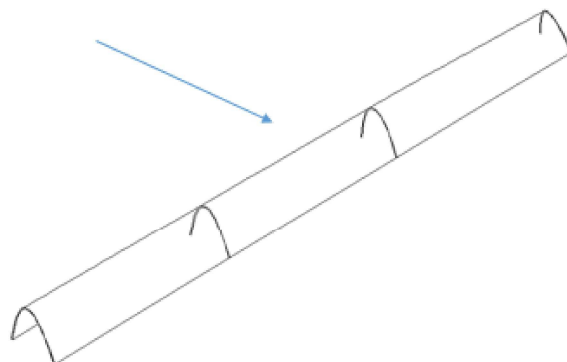


Figura 28 Vista frontal del plano de corte de probetas del borde de ataque de corte del Avión Super Tucano A-29.

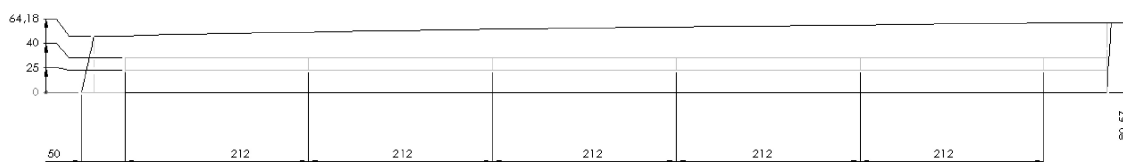


Figura 29 Planos de corte de probetas del borde de ataque del Avión Super Tucano A-29.



Figura 30 Corte de probetas

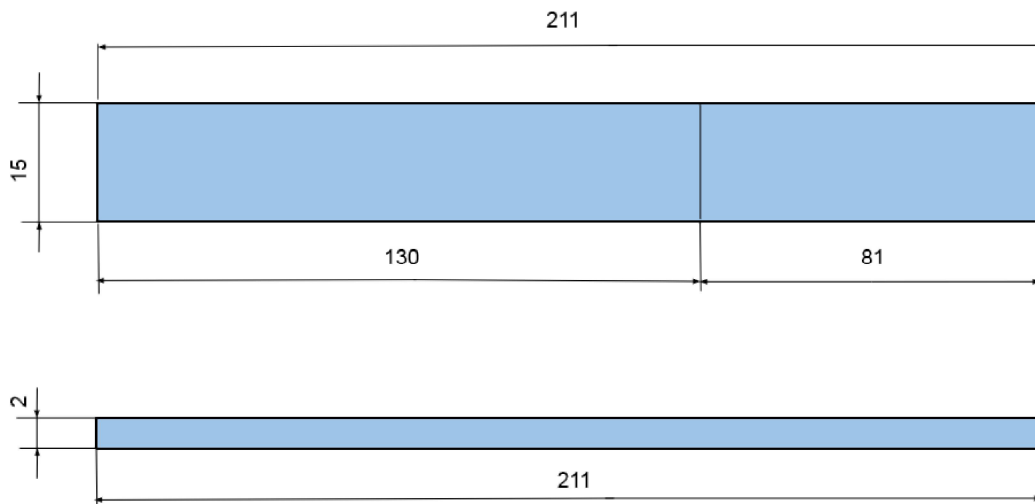


Figura 31 Probeta para ensayos dinámicos [mm].

A partir del corte de las probetas del material como se observa en la figura 30, se procedió a realizar la toma de datos a partir del ensayo dinámico de vibración

con cada una de ellas; las 8 probetas obtenidas se muestran en la figura 32, el procedimiento se detalla a continuación, con el cual se obtendrá la frecuencia del material que permitirá calcular el módulo de elasticidad.

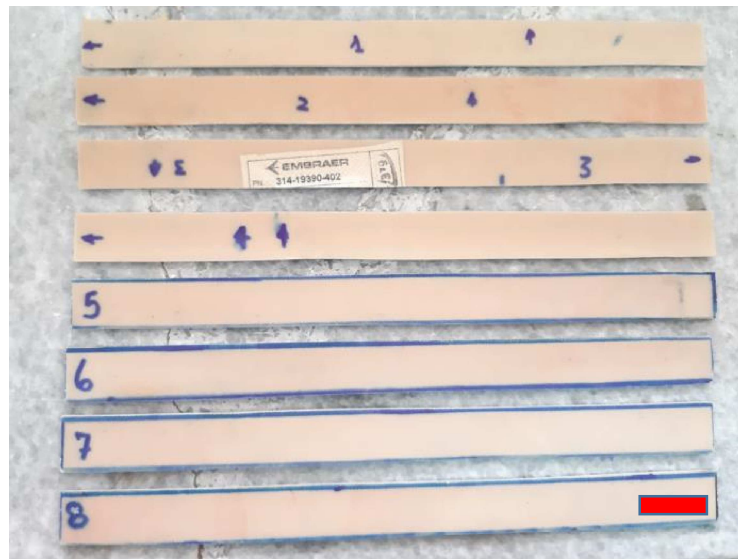


Figura 32 Probetas para ensayo de Vibración.
(Tamaño de barra 22 mm)

3.3.2 Procedimiento

El equipo utilizado para realizar el ensayo de vibración fue el banco de pruebas bajo régimen dinámico del laboratorio de Reología como se ve en la figura 33, luego de verificar las dimensiones de las probetas según Norma ASTM 1876-15 , se registró un promedio de 4 mediciones por cada dimensión. Se montó el banco de pruebas calibrando el sensor y realizando todas las conexiones entre los sensores y el decodificador de señales. Se procedió a acoplar la probeta a la máquina y se verificaron las conexiones con ensayos de prueba. El acelerómetro y el sistema de fuerza de impacto de 4.7 N se lo colocó a 150 ± 1 mm del borde de empotrado de la probeta.



Figura 33 Equipo de análisis dinámico.

Se procedió a que el sistema de fuerza por gravedad golpee a la probeta de tal manera que provoque una onda vibratoria cuyos datos son registrados por el acelerómetro como se observa en la figura 34, y mostradas en una computadora por el software que a su vez se encarga de exportarlos a Excel y a formato .lvm. Con el Excel se generaron las gráficas aceleración vs. tiempo como se ve en la figura 35, y con el formato .lvm utilizando un programa en Matlab de la transformada de Fourier inversa se obtuvo el espectro de frecuencias de cada probeta, en la figura 36 se puede observar el programa de Matlab y el gráfico que generado. Los datos obtenidos de las probetas ensayadas fueron validados estadísticamente y permitieron obtener los valores de frecuencia que se muestran en la tabla F, y mediante la ecuación (80) se calculó el módulo de elasticidad de cada probeta. Cabe recalcar que una de las

probetas fue anulada debido a que su frecuencia estuvo fuera de parámetros, cuyos detalles se analizan en el capítulo IV de Análisis de resultados, módulo de elasticidad dinámico.

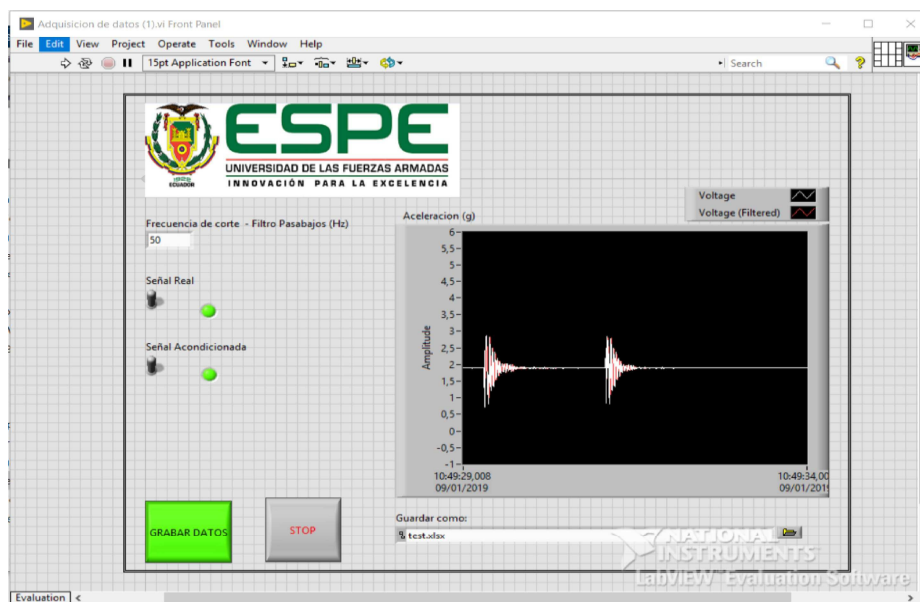


Figura 34 Onda de vibración de la probeta, registrada por el acelerómetro, en el programa de adquisición de datos en Labview.

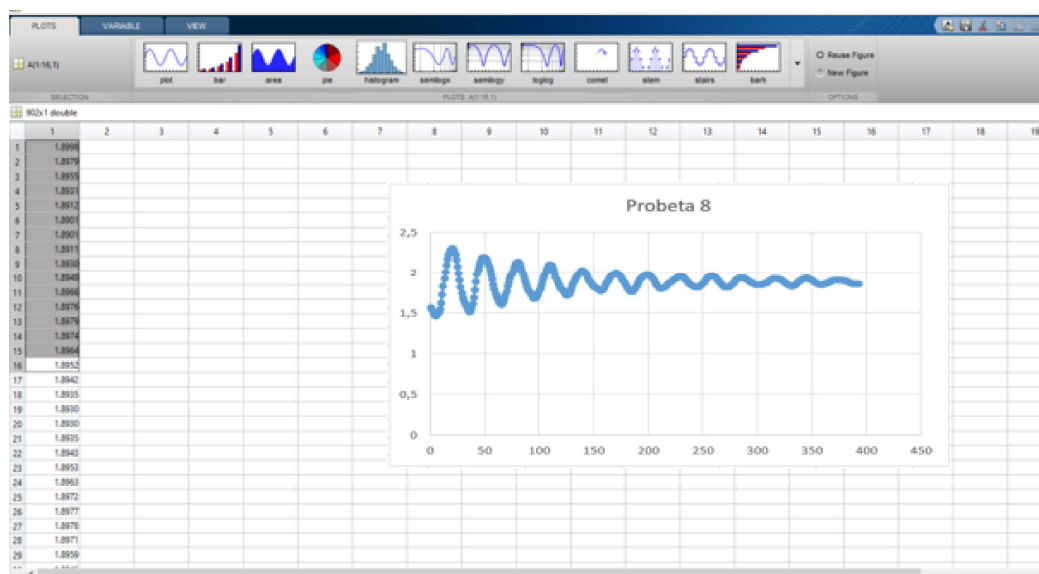


Figura 35 Datos registrados en Labview siendo exportados a Excel

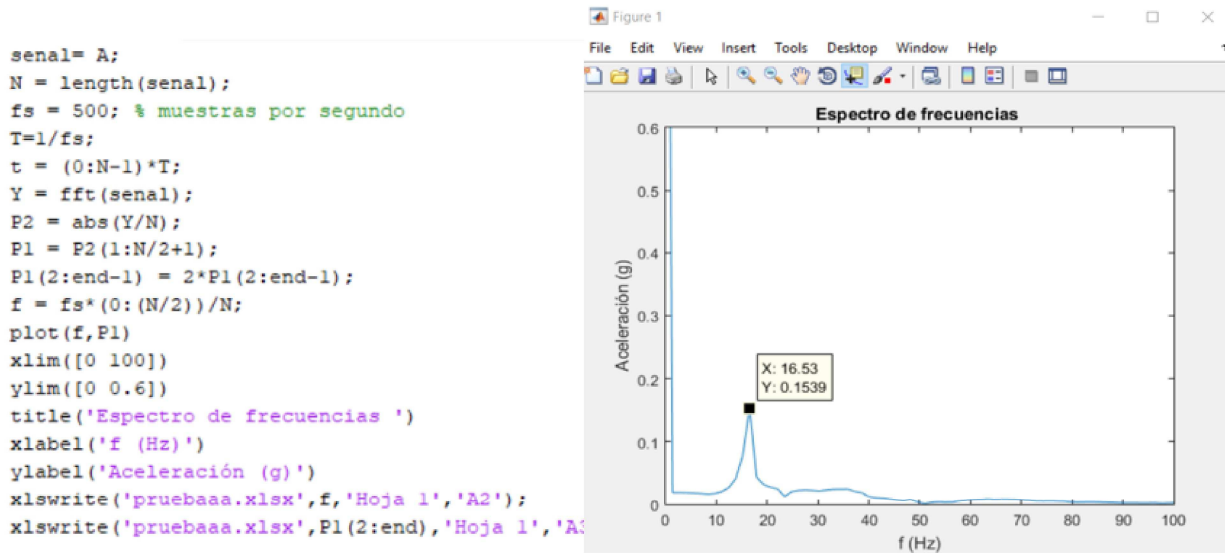


Figura 36 Programa en Matlab de la Transformada de Fourier para cálculo de la frecuencia de las probetas

Y E puede ser calculado directamente.

Las ecuaciones que rigen la vibración transversal en vigas se encuentran planteadas en forma de ecuaciones diferenciales parciales de cuarto orden, para la vibración libre en base a la determinación de las frecuencias naturales se utilizó la siguiente ecuación:

$$\omega = \beta^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} = (\beta L)^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho A L^4}} \quad (12)$$

Despejando el módulo de elasticidad de la ecuación anterior tenemos:

$$E = \frac{\omega^2 \rho A L^4}{I(\beta L)^4} \quad (13)$$

Donde:

ω : frecuencia angular de vibración (rad/s).

βL : coeficientes determinados por las condiciones de frontera.

I: inercia de la viga (m^4)

ρ : densidad (kg/m³),

A: área sección transversal (m^2)

f_f : frecuencia de vibración de flexión (Hz),

L: longitud(m)

Materiales y equipos

- Banco de pruebas bajo régimen dinámico del laboratorio de Reología
- Sistema de acoplamiento de señales (DAQ) NI USB 6009.
- Software de adquisición de datos (Labview), Matlab
- Acelerómetro ADXL 335.
- Circuito de acoplamiento de señales
- Cortadora DREMEL Multimax MM 40, 120 V
- Hoja de sierra de corte, 20 mm
- Calibrador Calipper, apreciación 0,02 mm
- Regla metálica, apreciación 0,05 mm

3.3.3 Resultados

Los principales resultados resumidos en la tabla 10, luego de realizados los ensayos de vibración en el banco de pruebas bajo régimen dinámico del laboratorio

de Reología, es la frecuencia, el módulo de elasticidad (dinámico) por métodos no destructivos, como se muestra a continuación:

Tabla 10

Valores de frecuencia y módulo de elasticidad obtenidos bajo régimen dinámico

Ord.	Frecuencia (Hertz)	Frecuencia (rad/s)	Módulo de elasticidad dinámico (Mpa)	Desviación Estándar (Mpa)
1	16.33	102.60	12926.23	1725.88
2	16.84	105.81	12933.22	
3	16.82	105.68	16862.28	
4	16.97	106.63	13592.60	
5	17.43	109.52	12873.83	
6	16.53	103.86	15956.58	
7	16	100.53	15135.52	
8	16.54	103.92	16608.09	
Promedio	16.68	36.46	14611.04	1725.88

3.3.3.1 Correlación entre MOE estático y MOE dinámico

Luego de obtenidos los valores del módulo de elasticidad (estático) por métodos destructivos a través del ensayo de tracción como de flexión, y el módulo de elasticidad (dinámico) por métodos no destructivos mediante el ensayo de vibración en el banco de pruebas bajo régimen dinámico del laboratorio de Reología.

Se compararon los resultantes del módulo de elasticidad mediante un gráfico de dispersión (figura 37 y 38) de las probetas ensayadas por método estático (tracción y flexión) y las probetas ensayadas por el método dinámico, ver tabla 11 y 12:

Tabla 11
Resultados MOE estático (tracción) y MOE dinámico.

Ord.	MOE estático (tracción) (Mpa)	MOE dinámico (Mpa)
1	10970.00	12873.83
2	10971.00	12926.23
3	11118.00	12933.22
4	11689.00	13592.60
5	11929.00	15135.52
6	12608.00	15956.58
7	13033.00	16608.09

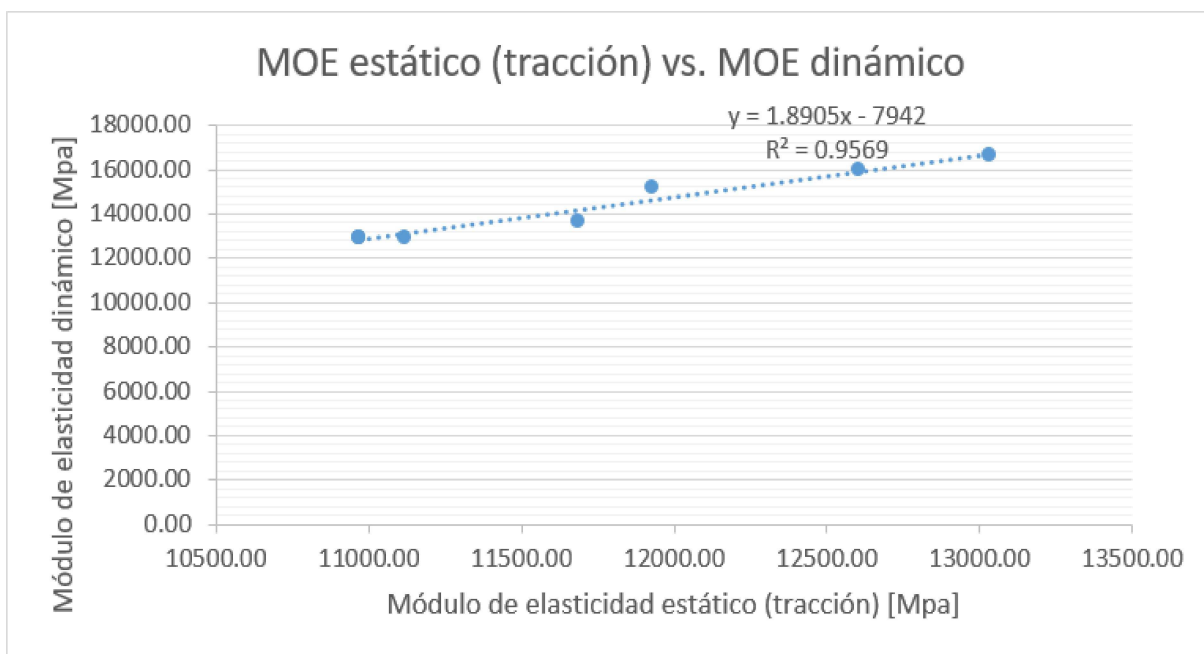


Figura 37 Gráfico de dispersión MOE estático (tracción) vs. MOE dinámico

Tabla 12

Resultados MOE estático (flexión) y MOE dinámico.

Ord.	MOE estático (flexión) (Mpa)	MOE dinámico (Mpa)
1	11137.74	12926.23
2	11257.00	12933.22
3	11729.76	13592.60
4	12363.37	15135.52

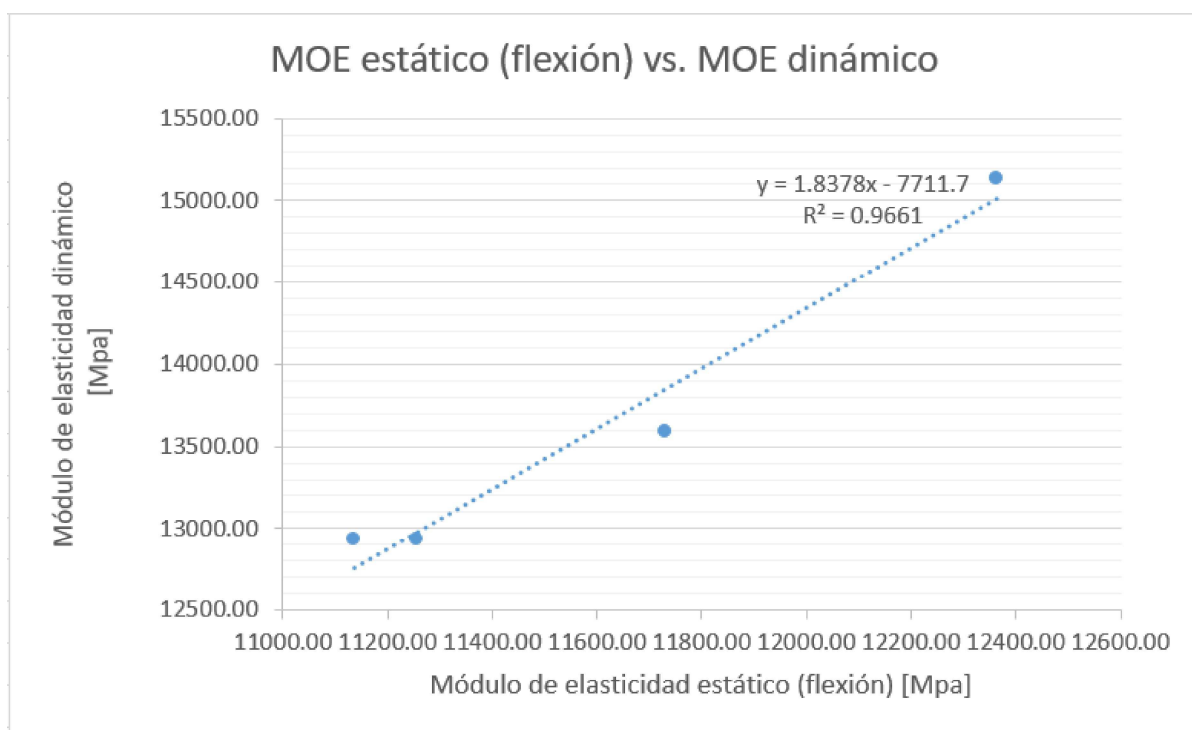


Figura 38 Gráfico de dispersión MOE estático (flexión) vs. MOE dinámico

4. CAPÍTULO IV

ANÁLISIS DE RESULTADOS

4.1 Caracterización mecánica

4.1.1 Tensión

Los datos obtenidos mediante el uso de la máquina de ensayos destructivos SHIMADZU, capacidad de 50 KN son: Fuerza máxima (N), Fuerza de rotura, Máximo desplazamiento, y la red de puntos de fuerzas (N) permitieron el cálculo del módulo de elasticidad (MPa) según Norma ISO 527-4 “*Determinación De Las Propiedades De Tracción. Parte 4: Condiciones De Prueba Para Compuestos De Plástico Reforzado Con Fibra Isotrópica Y Ortotrópica*”, y Esfuerzo máximo de tracción (MPa).

En la tabla 13 se observan los datos de interés obtenidos del ensayo destructivo de tracción.

Tabla 13

Datos ensayos de tracción probetas del borde de ataque del avión A-29.

Nombre	Orden Unidad	Probeta 1	Probeta 2	Probeta 3	Probeta 4	Probeta 5	Probeta 6	Probeta 7
Máxima Fuerza	N	8231.74	9608.94	9246.6	9006.45	9236.82	9548.8	8883.38
Esfuerzo Máximo de tracción	MPa	318.79	376.82	374.64	371.60	377.32	380.13	358.90
Modulo Elástico	MPa	11118.00	13033.00	10971.00	10970.00	12608.00	11929.00	11689.00
Área Sección Transversal	mm ²	25.82	25.50	24.68	24.24	24.48	25.12	24.75

4.1.1.1 Análisis estadístico de resultados

Se analizan visualmente las probetas y aquellas que no se encuentran dentro de los códigos y/o modos típicos de falla del ensayo de tracción según la Norma ASTM D3039 "*Método De Prueba Estándar Para Propiedades De Tracción De Materiales Compuestos De Matriz Polimérica*", en este caso todas las probetas se rompieron dentro de la zona de trabajo por lo que ninguna fue descartada.

Los resultados fueron tabulados mediante inferencia estadística, basada en generalizaciones a partir de los datos obtenidos, y predicción de la fidelidad de los resultados obtenidos mediante métodos matemáticos evitando las incertidumbres subjetivas.

Los métodos utilizados son: el Análisis de Varianza ANOVA y la Diferencia Significativa Honesta TUKEY

En la figura 39 a partir de la obtención de la desviación estándar agrupada, se confirma que las probetas son similares ya que su desviación estándar agrupada mínima es de 8074,42 MPa., con un intervalo de confianza del 95%.

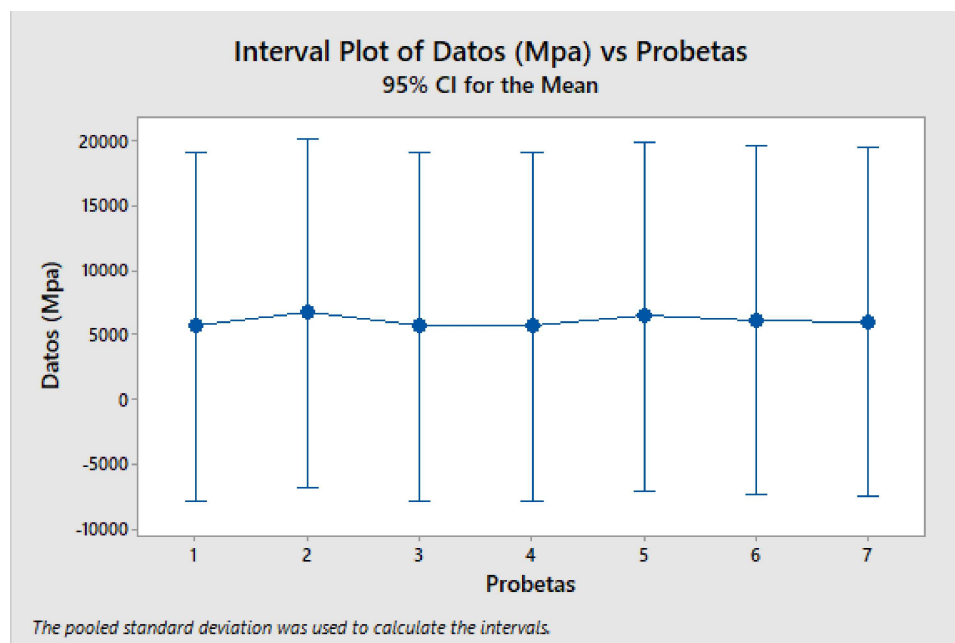


Figura 39 Desviación estándar agrupada de probetas ensayadas a tracción.

Mediante la tabla 14 del ANOVA, se asevera que las propiedades mecánicas obtenidas en los ensayos de tracción de las distintas probetas son similares entre sí.

Tabla 14

Anova de las probetas del borde de ataque A-29 ensayadas a tracción.

ANOVA – Probetas borde de ataque A-29 ensayadas a tracción						
Fuente de variación	Suma de cuadrados	Grados de libertad	Promedio de los cuadrados	F _{exp}	P	VCF
Probetas	2062761,189	6	343793,53	0,0053	0,999	3,866
Dentro de los grupos	456374022,7	7	65196288,95			
Total	458436783,8	13				

Con los datos obtenidos de la tabla 14 del ANOVA para las probetas ensayadas a tracción, se cumple la hipótesis nula H_0 (todas las medias son iguales) debido a que

el estadístico de prueba es menor que el valor crítico de F, por lo que no existe una variación significativa entre algún resultado experimental.

$$F_{\text{exp}} = 0,0053 < VCF = 3,866$$

Mediante el método de TUKEY se agrupan los datos con un nivel de confianza del 95%, obteniendo los siguientes resultados, como se muestra en la tabla 15.

Tabla 15

Comparación por parejas de probetas ensayadas a tracción por el método de Tukey

Probetas	Nro. Datos	Media	Agrupación
1	2	5718	A
2	2	6705	A
3	2	5673	A
4	2	5671	A
5	2	6493	A
6	2	6155	A
7	2	6024	A

Las medias al compartir el mismo grupo no son significativamente diferentes - H_0 . En la figura 40 se observa que el intervalo contiene el cero por lo que se acepta la hipótesis nula - H_0 .

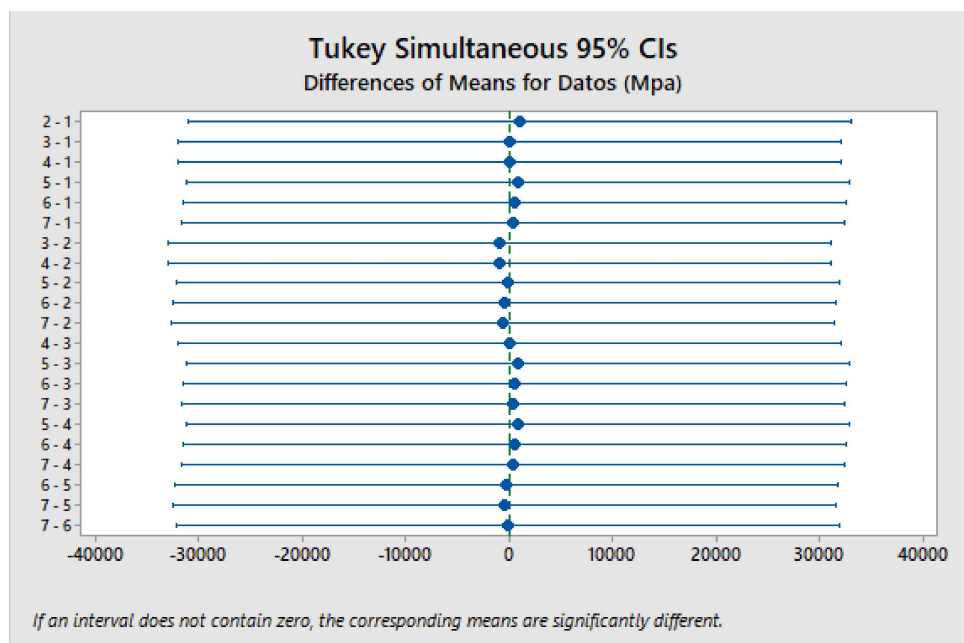


Figura 40 Intervalo de medias por cada probeta.

4.1.1.2 Resultados promedio de ensayos de tracción

Al determinar estadísticamente que los valores obtenidos del lote de probetas son similares respectivamente, se procede a calcular el promedio y la desviación estándar de los resultados. Véase tabla 16.

Tabla 16

Valores obtenidos en ensayos de tracción.

Propiedades	Unidades	Promedio	Desviación Estándar
Fuerza Máxima de Tracción	N	9108,96	467,20
Esfuerzo Máximo de Tracción	MPa	365,46	21,70
Módulo de Elasticidad	MPa	11759,71	785,76

El esfuerzo máximo a la tracción de esta investigación es de 365,46 Mpa, comparado con los resultados obtenidos por Gómez (2017) en laminados compuestos

en fibra de vidrio en resina poliéster material similar cuyo valor más alto fue de 454.43 Mpa, y el resultado del módulo de elasticidad a tracción de 11759.61 Mpa de esta investigación comparado con los valores de Ponce (2011) en su investigación para un material similar con fibras naturales en matriz polimérica quién obtuvo un módulo de elasticidad con un valor promedio de 9223 Mpa.

4.1.2 Flexión

Como se detalla en el capítulo de experimentación se realizó el ensayo de flexión de tres puntos bajo la NORMA ASTM D790-17 con una máquina de Ensayos Universal SHIMADZU AGS-X Plus con capacidad de 50 KN, la norma establece la toma de al menos 5 muestras válidas de probetas. A partir de la realización de los ensayos destructivos anteriormente detallados los datos obtenidos fueron: Fuerza máxima a la flexión (N), Resistencia máxima a la flexión (Mpa), módulo de elasticidad a flexión (Mpa), en la tabla 17 se presentan los datos obtenidos:

Tabla 17

Datos ensayos de flexión probetas del borde de ataque del avión A-29.

	Orden	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta
Nombre	Unidad	1	2	3	4	5
Máxima Fuerza de flexión	N	70.23	93.51	86.33	73.78	85.5
Esfuerzo Máximo de flexión	MPa	225.11	260.72	265.61	173.94	269.53
Módulo de elasticidad a flexión	MPa	10741.68	11729.76	11257.00	12363.37	11137.74

4.1.2.1 Análisis estadístico de resultados

Se analizan visualmente las probetas y aquellas que no se encuentran dentro de los códigos y/o modos típicos de falla del ensayo de flexión según la Norma ASTM D790-17 “Standard Test for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials”, en este caso una probeta fue descartada, las cinco probetas consideradas se rompieron dentro de la zona de trabajo.

Los resultados fueron tabulados mediante inferencia estadística, basada en generalizaciones a partir de los datos obtenidos, y predicción de la fidelidad de los resultados obtenidos mediante métodos matemáticos evitando las incertidumbres subjetivas.

Los métodos utilizados son: el Análisis de Varianza ANOVA y la Diferencia Significativa Honesta TUKEY

En la figura 41 a partir de la obtención de la desviación estándar agrupada, se confirma que las probetas son similares ya que su desviación estándar agrupada mínima es de 7935,04 MPa., con un intervalo de confianza del 95%.

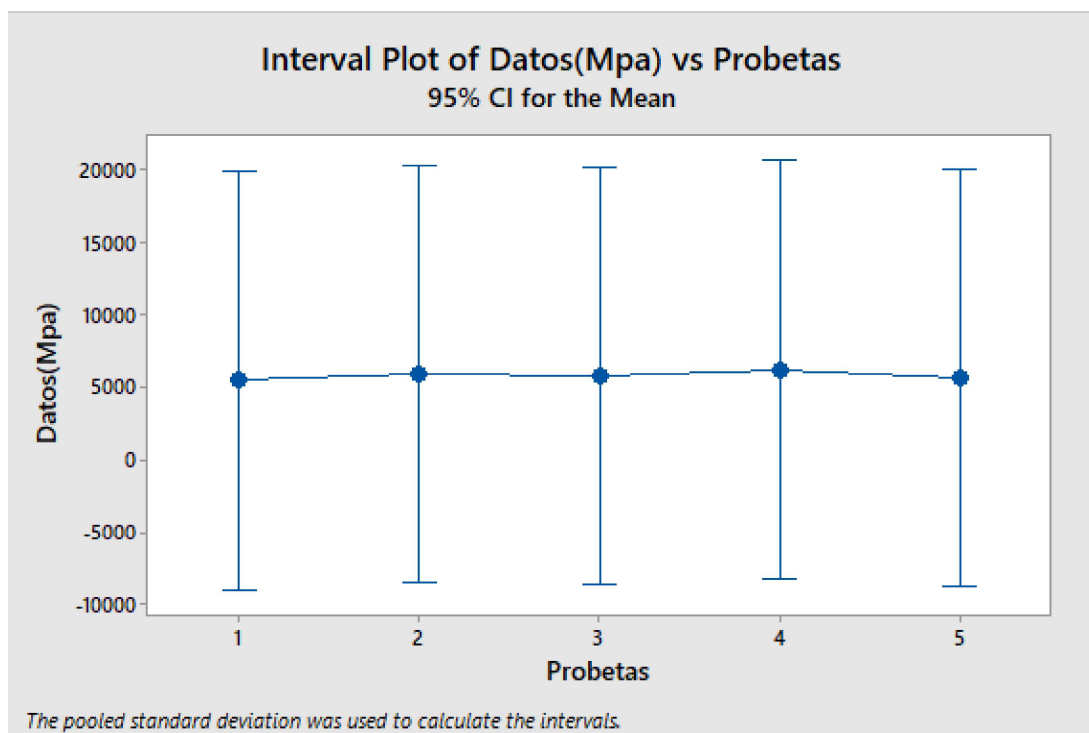


Figura 41 Intervalo de medias por cada probeta.

Mediante la tabla 18 del ANOVA, se asevera que las propiedades mecánicas obtenidas en los ensayos de flexión de las distintas probetas son similares entre sí.

Tabla 18

Anova de las probetas del borde de ataque A-29 ensayadas a tracción.

ANOVA – Probetas borde de ataque A-29 ensayadas a tracción						
Fuente de variación	Suma de cuadrados	Grados de libertad	Promedio de los cuadrados	F _{exp}	P	VCF
Probetas	719540	4	179885	0.0028	0,999	5.192
Dentro de los grupos	314823985	5	62964797			
Total	315543525	9				

Con los datos obtenidos de la tabla 2 del ANOVA para las probetas ensayadas a flexión, se cumple la hipótesis nula H_0 (todas las medias son iguales) debido a que el

estadístico de prueba es menor que el valor crítico de F, por lo que no existe una variación significativa entre algún resultado experimental.

$$F_{\text{exp}} = 0,0028 < VCF = 5,192$$

Mediante el método de TUKEY se agrupan los datos con un nivel de confianza del 95%, obteniendo los siguientes resultados, como se muestra en la tabla 19.

Tabla 19

Comparación por parejas de probetas ensayadas a tracción por el método de Tukey.

Probetas	Nro. Datos	Media	Agrupación
1	2	5483	A
2	2	5995	A
3	2	5761	A
4	2	6269	A
5	2	5704	A

Las medias al compartir el mismo grupo no son significativamente diferentes - H_0 . En la figura 42 se observa que el intervalo contiene el cero por lo que se acepta la hipótesis nula – H_0 .

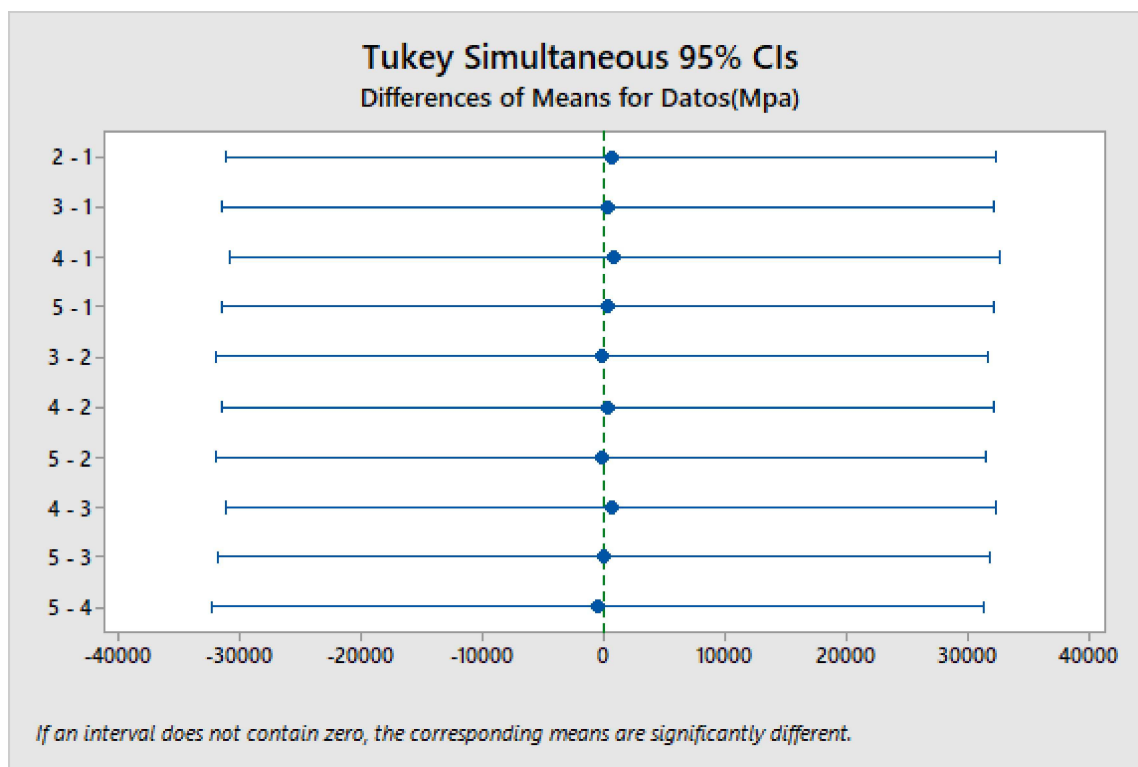


Figura 42 Intervalo de medias por cada probeta.

4.1.2.2 Resultados promedio de ensayos de flexión

Al determinar estadísticamente que los valores obtenidos del lote de probetas son similares respectivamente, se procede a calcular el promedio y la desviación estándar de los resultados. Véase tabla 20.

Tabla 20

Valores obtenidos en ensayos de flexión.

Propiedades	Unidades	Promedio	Desviación Estándar
Fuerza Máxima de Flexión	N	81.87	9.61
Esfuerzo Máximo de Flexión	MPa	238.98	40.43
Módulo de Elasticidad de flexión	MPa	11445.91	622.27

Los resultados de esta investigación tuvieron un bajo porcentaje de variación si se compara con los datos obtenidos por Z. Salleh et al. (2017) del 6.34%, quienes realizaron ensayos de flexión en materiales compuestos laminados híbridos de kenaf en combinación con fibra de vidrio cuyos resultados para el módulo de elasticidad a flexión fueron de 12.233 Gpa (12233 Mpa) comparados con los 11445.91 Mpa obtenidos en esta investigación, en cuanto al esfuerzo máximo de flexión obtenidos fueron de 200.54 Mpa y de 238.98 Mpa el obtenido en esta investigación

4.2 Caracterización dinámica

4.2.1 Módulo de elasticidad dinámico (MOE dinámico)

Según la Norma E1876-15 “Standard Test Method for Dynamic Young’s Modulus, and Poisson’s Ratio by Impulse Excitation of Vibration”, fueron ensayadas 9 probetas bajo régimen dinámico cuyos valores de Módulo de elasticidad dinámico obtenidos se muestran en la tabla 21, la probeta número 9 fue eliminada al detectar una discontinuidad superficial.

Tabla 21

Datos del Módulo de elasticidad dinámico obtenidos del borde de ataque del avión A-29.

Orden	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta	Probeta
Nombre	Unidad	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Frecuencia	rad/s	102.60	105.81	105.68	106.63	109.52	103.86	100.53	103.92	114.54
Densidad	Kg/m³	1852.55	1821.62	1995.31	1832.54	1730.93	1859.91	1942.89	1970.28	1831.97
Módulo de elasticidad dinámico	MPa	12926.23	12933.22	16862.28	13592.60	12873.83	15956.58	15135.52	16608.09	14515.67

4.2.2 Análisis estadístico de resultados

Los resultados fueron tabulados mediante inferencia estadística, basada en generalizaciones a partir de los datos obtenidos, y predicción de la fidelidad de los resultados obtenidos mediante métodos matemáticos evitando las incertidumbres subjetivas.

Los métodos utilizados son: el Análisis de Varianza ANOVA y la Diferencia Significativa Honesta TUKEY.

En la figura 43 a partir de la obtención de la desviación estándar agrupada, se confirma que las probetas son similares ya que su desviación estándar agrupada mínima es de 7966,17, con un intervalo de confianza del 95%.

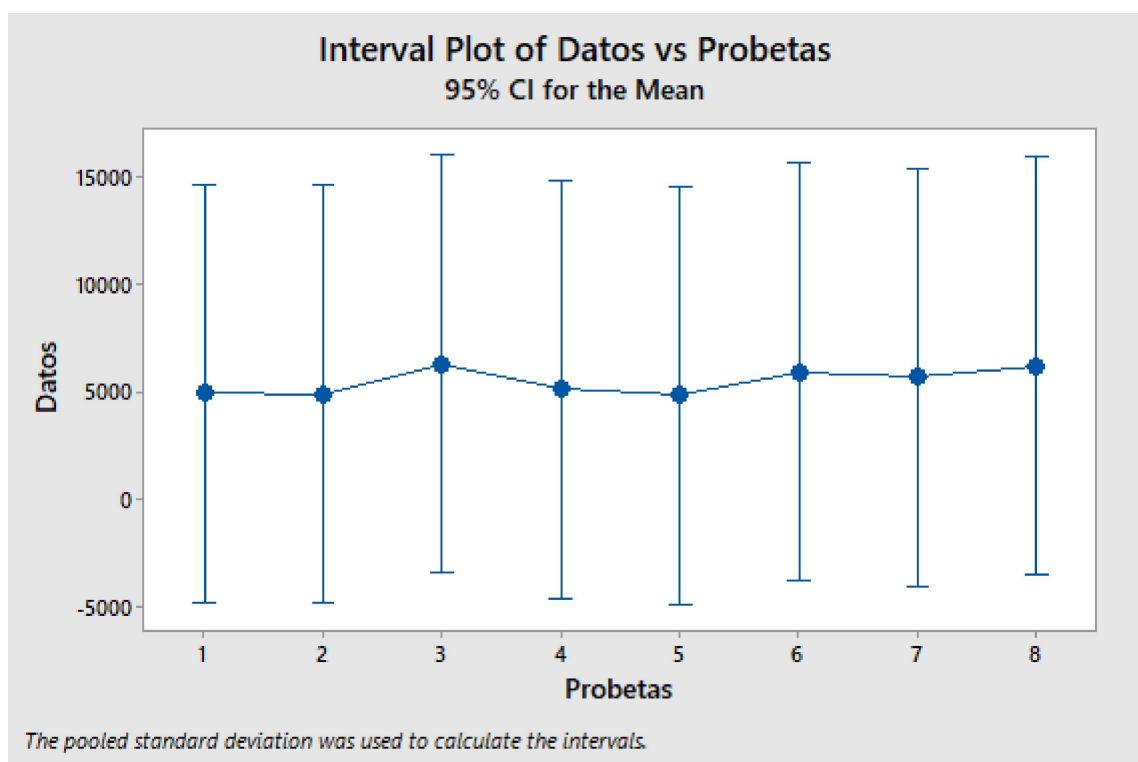


Figura 43 Desviación estándar agrupada de probetas ensayadas bajo régimen dinámico.

Mediante la tabla 22 del ANOVA, se asevera que las propiedades obtenidas en el ensayo bajo régimen dinámico de las distintas probetas son similares entre sí

Tabla 22

Anova de los valores de MOE estático (tracción) y MOE dinámico obtenidos de las probetas ensayadas.

ANOVA – Probetas borde de ataque A-29 ensayadas bajo régimen dinámico						
Fuente de variación	Suma de cuadrados	Grados de libertad	Promedio de los cuadrados	F _{exp}	P	VCF
Probetas	7558319,49	7	1079759,93	0,017	0,999	2,657
Dentro de los grupos	1015358357	16	63459897,3			
Total	1022916676	23				

Con los datos obtenidos de la tabla 2 del ANOVA para las probetas ensayadas bajo régimen dinámico, se cumple la hipótesis nula H_0 (todas las medias son iguales) debido a que el estadístico de prueba es menor que el valor crítico de F, por lo que no existe una variación significativa entre algún resultado experimental.

$$F_{\text{exp}} = 0,017 < VCF = 2,657$$

Mediante el método de TUKEY se agrupan los datos con un nivel de confianza del 95%, obteniendo los siguientes resultados, como se muestra en la tabla 23.

Tabla 23

Comparación por parejas de probetas ensayadas bajo régimen dinámico.

Probetas	Nro. Datos	Media	Agrupación
1	3	4960	A
2	3	4954	A
3	3	6321	A
4	3	5177	A
5	3	4905	A
6	3	5973	A
7	3	5726	A
8	3	6227	A

Las medias al compartir el mismo grupo no son significativamente diferentes - H_0 . En la figura 44 se observa que el intervalo contiene el cero por lo que se acepta la hipótesis nula – H_0 .

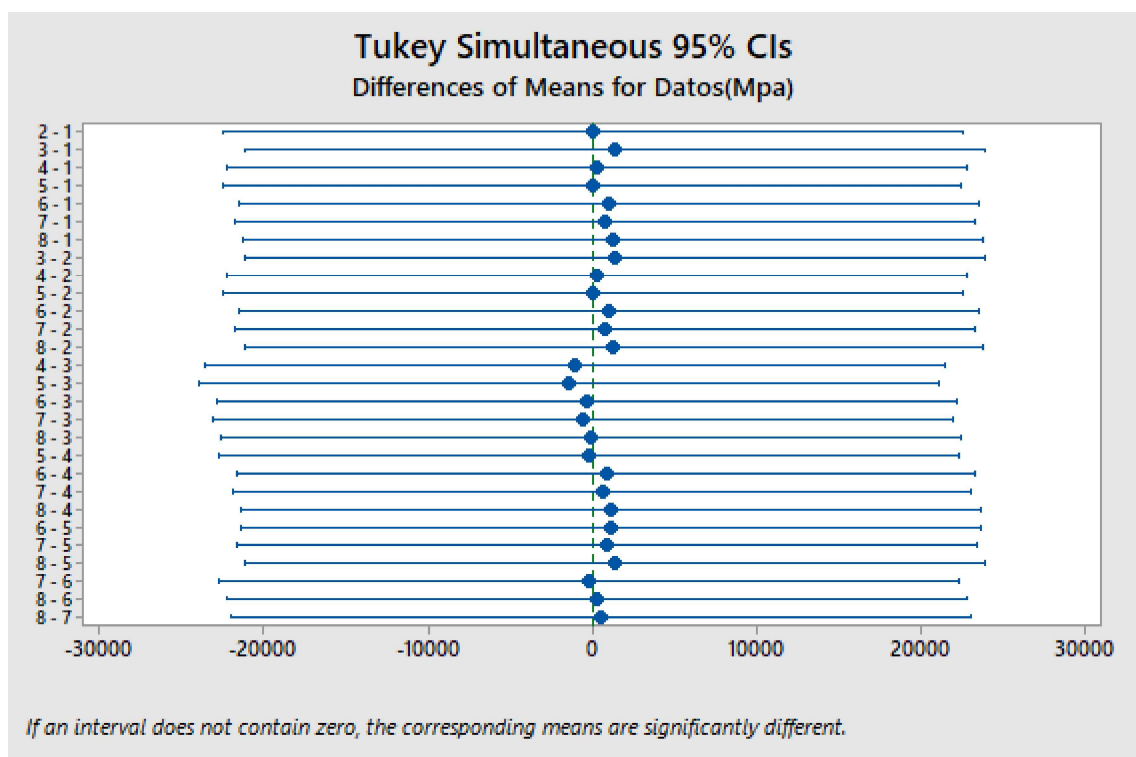


Figura 44 Intervalo de medias por cada probeta.

4.2.3 Resultados promedio MOE dinámico

Al determinar estadísticamente que los valores obtenidos del lote de probetas son similares respectivamente, se procede a calcular el promedio y la desviación estándar de los resultados. Véase tabla 24.

Tabla 24
Valores obtenidos bajo régimen dinámico.

Propiedades	Unidades	Promedio	Desviación Estándar
Frecuencia	rad/s	104,82	2,73
Densidad	Kg/m ³	1875,57	88,07
Módulo de elasticidad dinámico	MPa	14611,04	785,76

Cabe mencionar que la probeta eliminada del lote pudo ser identificada debido a que el cálculo del valor de frecuencia (ver figura 45) era de $f=18.23$ Hertz valor mayor que el promedio de frecuencias del resto de probetas, como se puede observar en la tabla 21.

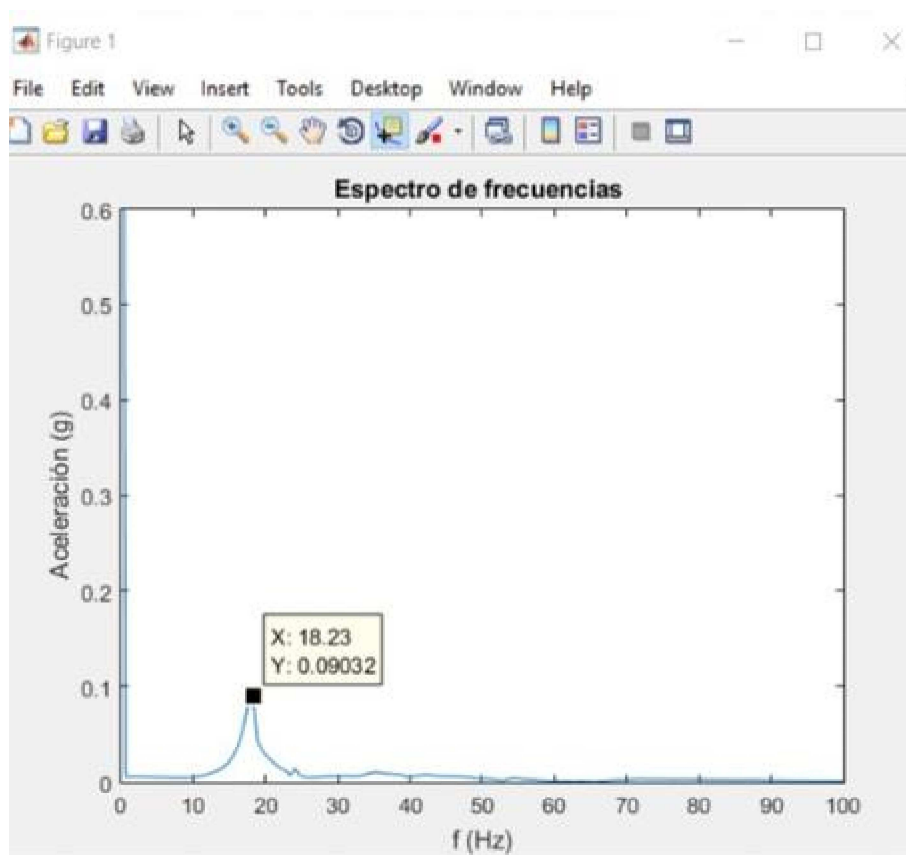


Figura 45 Valor de frecuencia mayor que el promedio del lote, obtenida de una probeta con discontinuidad superficial.

Se continuó con el cálculo del módulo de elasticidad dinámico de esta probeta para para calcular el porcentaje de variación con el promedio real obtenido, y se obtuvieron los resultados mostrados a continuación, ver tabla 25.

Tabla 25

Comparación de datos de frecuencia, densidad y módulo de elasticidad dinámico obtenidos del borde de ataque del avión A-29 incluida la probeta 9.

Propiedades	Unidades	Promedio sin probeta 9	Desviación Estándar	Promedio con probeta 9	Desviación Estándar	%Variación
Frecuencia	rad/s	104,82	2,73	114,54	2,73	8
Densidad	Kg/m ³	1875,57	88,07	1870,89	83,66	0.2
Módulo de elasticidad dinámico	MPa	14611,04	1725,88	14600.44	1614.73	0.07

Por lo que se puede apreciar en los resultados el porcentaje de variación en la frecuencia al incluir la probeta 9 es del 8%, mientras que en la densidad y el módulo de elasticidad el porcentaje de variación es menor del 0,2%.

4.2.4 Correlación MOE estático vs. MOE dinámico

Se compararon los resultados obtenidos del módulo de elasticidad mediante un gráfico de dispersión (figura 46 y 47) de las probetas ensayadas por método estático (tracción y flexión) y las probetas ensayadas por el método dinámico, ver tabla 26 y 27:

Tabla 26

Resultados MOE estático (tracción) y MOE dinámico.

Ord.	MOE estático (tracción) (Mpa)	MOE dinámico (Mpa)
1	10970.00	12873.83
2	10971.00	12926.23
3	11118.00	12933.22
4	11689.00	13592.60
5	11929.00	15135.52
6	12608.00	15956.58
7	13033.00	16608.09

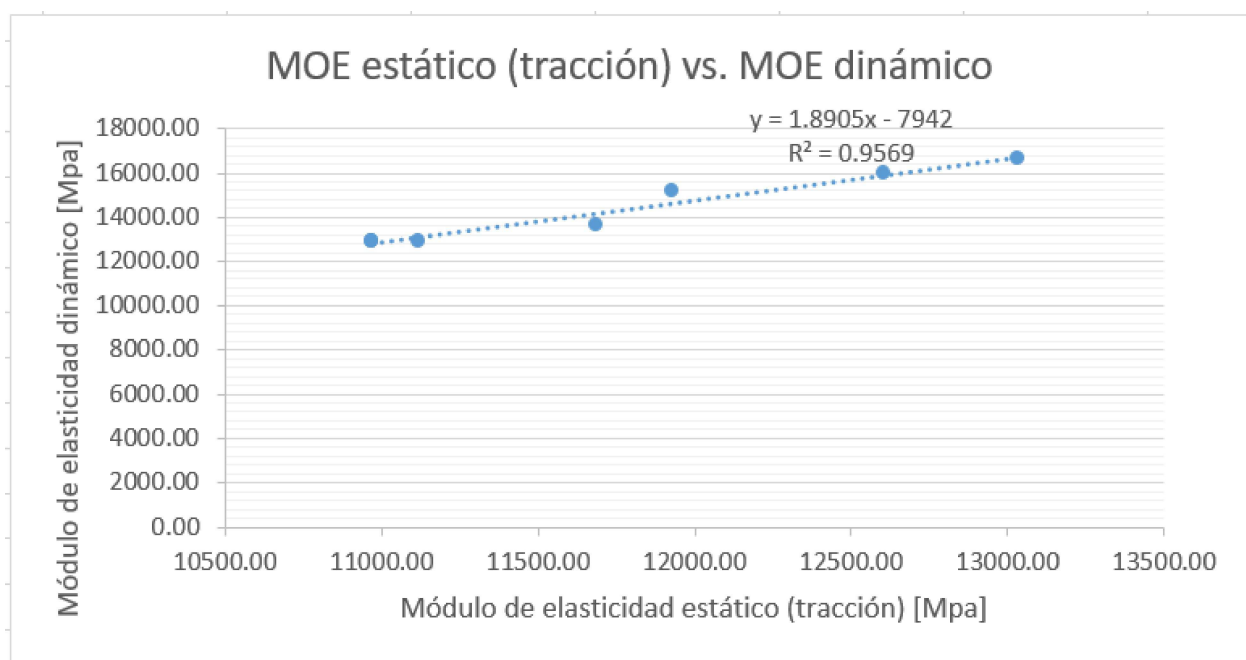


Figura 46 Gráfico de dispersión MOE estático (tracción) vs. MOE dinámico

Tabla 27

Resultados MOE estático (flexión) y MOE dinámico.

Ord.	MOE estático (flexión) (Mpa)	MOE dinámico (Mpa)
1	11137.74	12926.23
2	11257.00	12933.22
3	11729.76	13592.60
4	12363.37	15135.52

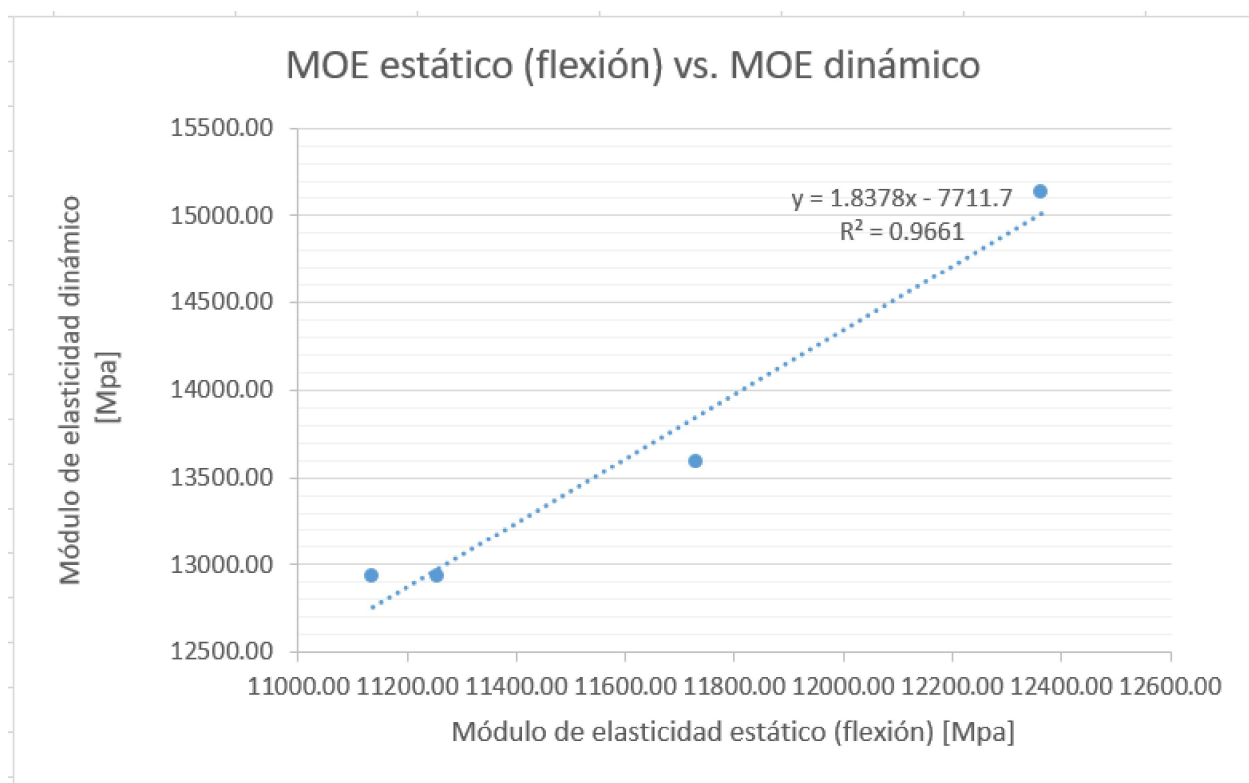


Figura 47 Gráfico de dispersión MOE estático (flexión) vs. MOE dinámico

Con relación a estudios anteriores en materiales compuestos naturales como la madera, se obtuvieron relaciones muy altas entre el MOE estático y el MOE

dinámico (ILic,2001) con la madera de eucalipto se obtuvo un $r_2=0,99$, Martínez y Almeida (2017) con la madera de balsa obtuvo un $r_2=0,9647$ en madera de Chonta un $r_2=0,9616$ (Guarderas, 2018) y como se puede apreciar en el caso de materiales compuestos del borde de ataque del avión A-29, se obtuvo una correlación entre el módulo estático y dinámico de $r_2=0,9569$ (tracción) y $r_2=0,9661$ (flexión) con tendencia lineal (ver figuras 46 y 47), es decir que el MOE estático y dinámico son semejantes y que esta relación en este tipo de material compuesto de aviación se cumple en la proporción antes mencionada.

5. CAPÍTULO V

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

CONCLUSIONES

- Se realizaron ensayos de tracción del material compuesto del borde de ataque del avión A-29 Super Tucano para determinar el módulo de elasticidad, esfuerzo último de tensión y límite fluencia. Los valores obtenidos fueron 11759,71 Mpa para el módulo de elasticidad, 365,46 Mpa para el esfuerzo último de tensión, según las gráficas obtenidas y en base a los patrones de comportamiento del material, por su alto módulo de elasticidad se demuestra que es un material de gran rigidez pero no existe límite fluencia debido a que el material tiene un comportamiento de tipo frágil por su bajo porcentaje de elongación de máximo 3%.
- Se realizaron ensayos de flexión del material compuesto del borde de ataque del avión A-29 Super Tucano para determinar resistencia máxima a la flexión, módulo de elasticidad a flexión. Los valores obtenidos fueron 238,96 Mpa para resistencia máxima a la flexión, 11445,91 Mpa para el módulo de elasticidad a flexión.
- La variación entre el módulo de elasticidad a tracción y a flexión es del 2,66% esto es debido a la secuencia de apilamiento de capas y su orientación angular, que afecta a la distribución de tensiones en cargas de flexión y tracción. Las

cargas de flexión crean una distribución de tensión no uniforme a lo largo de la longitud, pero una carga de tracción crea una distribución de tensión uniforme.

- Se determinó el valor del coeficiente de elasticidad dinámico en 14611,04 Mpa mediante la realización de ensayos de vibración del material bajo régimen dinámico, existiendo una alta correlación entre el módulo de elasticidad estático (tracción) vs. el módulo de elasticidad dinámico del material compuesto ensayado, la investigación tuvo un coeficiente de determinación de 0,9569.
- Se determinó el valor del coeficiente de elasticidad dinámico en 14611,04 Mpa mediante la realización de ensayos de vibración del material bajo régimen dinámico, existiendo una alta correlación entre el módulo de elasticidad estático (flexión) vs. el módulo de elasticidad dinámico del material compuesto ensayado, la investigación tuvo un coeficiente de determinación de 0,9661.

RECOMENDACIONES

- Realizar un control riguroso de las probetas a ensayarse bajo régimen dinámico (análisis vibración) debido a que cualquier fisura o discontinuidad superficial en las mismas, provocará variaciones en la frecuencia de vibración del material, lo que puede provocar que los datos no sean confiables e irreales.
- El tiempo de secado de los Tabs (agarres de sujeción) colocados en las probetas deben dejarse secar mínimo 24 horas dependiendo del tiempo de secado de la resina utilizada para evitar que se despeguen al momento de ser ensayadas.
- Continuar con estudios similares, que analicen el valor de la frecuencia en probetas de diferentes materiales compuestos, como un posible método alternativo para control de posibles fisuras en componentes de aviación sometidos a inspección.
- Continuar con futuros trabajos de investigación en los que se realicen estudios viscoelásticos (comportamiento viscoso-elástico) en el proceso de curado del material de la matriz para obtener una correlación entre la evolución de la componente elástica y su módulo de elasticidad.
- Se recomienda de manera prioritaria indagar las propiedades físicas y mecánicas de un componente nuevo y original para realizar un estudio acerca de la degradación de propiedades.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Alvarado, M. (2017). Obtención y Caracterización Mecánica de Material Compuesto Resina Poliéster - Fibra de Piña. Universidad Libre.
- ASTM D3039 / D3039M-17 (2017). Método de prueba estándar para las propiedades de tracción de materiales compuestos de matrices poliméricas.
- ASTM D790-17 (2017). Método de prueba estándar para las propiedades de flexión de materiales plásticos reforzados y no reforzados, y aislantes eléctricos.
- Bagley, R. L., "Applications of Generalized Derivatives to Viscoelasticity," AF Materials Lab TR-79-4103, November 1979 (Available from Defense Technical Information Center as ADA 081131.)
- Bey, D. (2006). Diseño de fabricación en fibra de carbono de un compensador de giro de una aeronave. Universidad de Cádiz.
- Botelho, E. C., Campos, A. N., De Barros, E., Pardini, L. C., & Rezende, M. C. (2005). Damping behavior of continuous fiber/metal composite materials by the free vibration method. *composites part B: Engineering*, 37(2-3), 255-263.
- Castellanos, Z., Gonzáles S., y Varón G., (2009). Fabricación y Caracterización de un Material Compuesto de Matriz Polimérica con refuerzo metálico (malla de Aluminio). Universidad de San Buenaventura.
- Cornejo Troncoso, J., & Baettig Palma, R. (2009). Evolución del Módulo de Elasticidad Longitudinal entre 10° C y 100° C en piezas de *Pinus radiata* usando una técnica de evaluación no destructiva. *Maderas. Ciencia y tecnología*, 11(2), 153-160.

- Divós, F., & Tanaka, T. (2005). Relation Between Static and Dynamic Modulus of Elasticity of Wood. *Acta Silv. Lign. Hung.*
- Donoso Mediavilla, P. I., & Rodríguez Flores, C. D. (2005). Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos con desarrollo de modelos para validación de resultados (Bachelor's thesis, SANGOLQUÍ/ESPE/2005).
- Dudek, T. J. (1970). Young's and Shear Moduli of Unidirectional Composites by a Resonant Beam Method. *Journal of Composite Materials*. <https://doi.org/10.1177/002199837000400208>.
- Embraer Aircraft Industries (2015). Structural Repair Manual A-29, p.3. Sao José Dos Campos. Brazil
- García, S. (2007). Análisis de laminados de materiales compuestos con precarga en su plano y sometidos a impacto. Universidad Carlos III de Madrid.
- Gibson, R. F. (2000). Modal vibration response measurements for characterization of composite materials and structures. *Composites science and technology*, 60(15), 2769-2780.
- Gómez, V. (2017). Caracterización Mecánica de Materiales Compuestos Manufacturados fuera de Autoclave. Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial.
- Guarderas, D. (2018). Caracterización del módulo de elasticidad estático y dinámico de la madera *Bactris Gasipaes* (Chonta) de Ecuador. Universidad de las Fuerzas Armadas "ESPE".
- Kollár, L., & Springer, G. (2003). Frontmatter. In *Mechanics of Composite Structures*. Cambridge: Cambridge University Press.

- MASSAQ, A., RUSINEK, A., & KLÓSAK, M. (2013). Method for determination of the dynamic elastic modulus for composite materials. *Engineering Transactions*, 61(4), 301-315.
- Mathieu, L. M., Mueller, T. L., Bourban, P. E., Pioletti, D. P., Müller, R., & Manson, J. A. E. (2006). Architecture and properties of anisotropic polymer composite scaffolds for bone tissue engineering. *Biomaterials*, 27(6), 905-916.
- Morales, C. (2015). Caracterización física y mecánica de un material compuesto híbrido laminado de matriz polimérica y refuerzos de malla de acero y tela de yute de algodón. Instituto Politécnico Nacional.
- M. Santiago Poveda. (2000). *Lecturas complementarias - Materiales compuestos*. <https://doi.org/10.3989/mc.2010.46908>
- Nasimba, P., & Patricio, V. (2015). Diseño, caracterización y aplicación de un material compuesto con base de resina epoxi y refuerzo de fibras orgánicas para la aplicación en un prototipo de capot de la camioneta mazda bt50 2010 (Bachelor's thesis, Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE Extensión Latacunga. Carrera de Ingeniería Automotriz.).
- Ponce, D. (2011). *Obtención de Materiales Compuestos de Matriz Polimérica Biodegradable reforzada con Fibra Natural*. Escuela Politécnica Nacional.
- Pontón, P., & Guerrero, V. H. (2010). Obtención de materiales compuestos de matriz poliéster reforzados con fibra de abacá mediante estratificación manual. *Revista Tecnológica-ESPOL*, 23(3).

- Ramakrishna, S., Huang, Z.-M., (2016). Reference Module in Materials Science and Materials Science and Materials Engineering. Biocomposites, Elsevier.
- Ramírez, L. M. (2015). Fabricación y ensayo de probetas ILTS. Universidad de Sevilla.
- Sabbagh, J., Vreven, J., & Leloup, G. (2002). Dynamic and static moduli of elasticity of resin-based materials. *Dental Materials*, 18(1), 64-71.
- Sáez Soto, R., Pérez León, M., Peña, D., Pulgar Escobar, G., & Monsalve, A. (2013). GLARE, una aproximación a su concepción y aplicaciones. *Revista Remetallica*, (12).
- Schmidt, R., Wicher, V., & Tilgner, R. (2005). Young's modulus of moulding compounds measured with a resonance method. *Polymer Testing*, 24(2), 197-203.
- UnnÞórsson, R., Jonsson, M. T., & Runarsson, T. P. (2004). NDT methods for evaluating carbon fiber composites. *Proceedings of the Composites Testing and Model Identification*, Bristol, UK, 21-23.

PÁGINAS DE INTERNET:

- Ron, M. (2017). Industria Aeronáutica y Aeroespacial: Airbus materiales compuestos Composites CFRP en aviones comerciales. Madrid, España: Noticias Aéreas. Recuperado de <https://noticiasaereas.com/airbus-materiales-compuestos-composites-cfrp-aviones-comerciales/http://www.visiblebody.com>
- Taborda, J. D. T. (2014). Propiedades mecánicas de una matriz de poliéster reforzada con fibra de coco comparadas con la misma matriz reforzada con fibra

de vidrio (Doctoral dissertation, Universidad Tecnológica de Pereira. Facultad de Ingeniería Mecánica. Ingeniería Mecánica).

ANEXOS