



**Implementación de un procedimiento para obtener información de daños en el
borde de ataque del avión A-29B a través de un escáner 3D**

Macías Bravo, Francisco Enrique y Ortiz Aldaz, Bryan Xavier

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería Mecánica

Trabajo de titulación, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico

Ing. Olmedo Salazar, José Fernando

12 de marzo de 2021



Document Information

Analyzed document	FINAL.docx (D97781288)
Submitted	3/9/2021 10:31:00 PM
Submitted by	Olmedo Salazar Jose Fernando
Submitter email	jolmedo@espe.edu.ec
Similarity	6%
Analysis address	jolmedo.espe@analysis.orkund.com

Sources included in the report

SA	Tesis Maestria.docx Document Tesis Maestria.docx (D34295613)	2
SA	TRABAJO DE TITULACION CARVAJAL ANA FINAL1.pdf Document TRABAJO DE TITULACION CARVAJAL ANA FINAL1.pdf (D61651096)	5
W	URL: https://library.co/document/qylm3o0y-diseño-estructuras-cascara-materiales-compue ... Fetched: 1/23/2021 5:20:35 AM	9
SA	Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / TESIS-OLALLA-TERAN.docx Document TESIS-OLALLA-TERAN.docx (D35750996) Submitted by: lsegura@espe.edu.ec Receiver: lsegura.espe@analysis.orkund.com	2
W	URL: https://docplayer.es/117049688-Trabajo-de-titulacion-tipo-proyectos-de-investigaci ... Fetched: 5/27/2020 5:21:40 AM	1

Firma:



Ing. Olmedo Salazar, José Fernando

DIRECTOR



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

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación, “Implementación de un procedimiento para obtener información de daños en el borde de ataque del avión A-29B a través de un escáner 3D” fue realizado por los señores Macías Bravo, Francisco Enrique y Ortiz Aldaz, Bryan Navier el cual ha sido revisado y analizado en su totalidad por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Sangolquí, 12 de marzo de 2021

Firma:



Firma certificadamente por:
JOSE FERNANDO
OLMEDO SALAZAR

Ing. Olmedo Salazar, José Fernando

C. C 1708186307



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

RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA

Nosotros, **Macías Bravo, Francisco Enrique**, con cédula de ciudadanía n°1309577557 y **Ortiz Aldaz, Bryan Xavier**, con cédula de ciudadanía n°1803819406, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: **Implementación de un procedimiento para obtener información de daños en el borde de ataque del avión A-29B a través de un escáner 3D** es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Sangolquí, 12 de marzo de 2021


Firma
.....
Macías Bravo, Francisco Enrique
C.C.: 1309577557


Firma
.....
Ortiz Aldaz, Bryan Xavier
C.C.: 1803819406



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

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN

Nosotros, **Macías Bravo, Francisco Enrique**, con cédula de ciudadanía n°1309577557 y **Ortiz Aldaz, Bryan Xavier**, con cédula de ciudadanía n°1803819406, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: **Implementación de un procedimiento para obtener información de daños en el borde de ataque del avión A-29B a través de un escáner 3D** en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

Sangolquí, 12 de marzo de 2021


Firma
.....
Macías Bravo, Francisco Enrique
C.C.: 1309577557


Firma
.....
Ortiz Aldaz, Bryan Xavier
C.C.: 1803819406

Dedicatoria

Es para nosotros una gran satisfacción poder dedicar este trabajo de investigación, en primer lugar, a Dios, quien ha iluminado nuestro camino, y que con su bendición hemos podido llegar a cumplir este objetivo. Todos nuestros logros son resultado de su ayuda, y es gracias a Él que esta meta está cumplida.

A nuestros padres, por ser los principales promotores de nuestros sueños, por cada uno de sus consejos que nos han permitido superar cualquier obstáculo.

Agradecimientos

Son muchas las personas que han contribuido al desarrollo del presente trabajo de titulación, es por ello que expresamos nuestros más sinceros agradecimientos a nuestro tutor Ing. Fernando Olmedo por habernos brindado la oportunidad de recurrir a su capacidad y conocimientos, por ser la guía y el apoyo en este proyecto de investigación

A la Fuerza Aérea Ecuatoriana y a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, a todos los docentes que forman parte de los cimientos de nuestro desarrollo, quienes impartieron sus conocimientos para podernos formar como buenos profesionales, por enseñarnos que lo más importante son los valores y conocimientos adquiridos para ser mejores personas y profesionales. Agradecemos con creces el habernos brindado aportes invaluable que servirán para toda nuestra vida.

General

Certificado URKUND.....	2
Certificación.....	2
Autoría de responsabilidad.....	3
Autorización.....	4
Dedicatoria.....	6
Agradecimientos.....	7
Capítulo 1: Generalidades.....	19
Antecedentes.....	19
Hipótesis.....	23
Objetivos.....	23
Objetivo General.....	23
Objetivos Específicos.....	23
Justificación e Importancia.....	24
Alcance.....	26
Capítulo 2 Revisión Bibliográfica.....	28
Materiales compuestos.....	28
Historia y evolución del material compuesto.....	28
Diseño de piezas con materiales compuestos.....	31
Micromecánica de los compuestos laminados.....	35
Macromecánica de los compuestos laminados.....	46
Modelamiento.....	56
Historia de la ingeniería inversa.....	56
Escáner 3D.....	56
Mediciones.....	59
Reconstrucción de superficies a partir de nube de puntos.....	60
Sistemas CAD/CAM.....	63

Capítulo 3 Modelamientos y simulaciones	71
Escaneo 3D.....	71
Técnicas adecuadas de escaneo	71
Escaneo del borde de ataque del avión A-29B Super Tucano.....	72
Limpieza de nube de puntos	76
Software CAD para transformación de la nube de puntos	81
Uso del software CAD	81
Importación de datos	82
Cálculo de normales	86
Unión de nube de puntos.....	87
Reconstrucción de superficies.....	87
Reducción de ruidos	88
Procedimiento de obtención de información de daños	89
Permisos del uso del software CAD.....	107
Caracterización del material de fabricación del borde de ataque.....	109
Método de los elementos finitos	109
Homogenización	110
Principio de la energía potencial mínima	111
Matriz de transformación de desplazamiento	112
Matriz de transformación de flexión	114
Matriz de transformación de corte	114
Software ACP ANSYS para estudio por elementos finitos del material compuesto	115
Selección del elemento para modelar materiales compuestos	115
Modelamiento del material y configuración de las capas	116
Estratificación de las capas	118
Capítulo 4 Análisis de resultados	123
Software ACP ANSYS para estudio por elementos finitos del borde de ataque .	123
Uso del software FEM	123
Análisis mecánico de simulación del material compuesto.....	124
Ensayo de tracción	124

Ensayo de flexión.....	130
Reparación del borde de ataque	135
Proceso de reparación.....	135
Ensayo de probetas reparadas	139
Ensayo de tracción	139
Análisis de reparaciones bien y mal realizadas	145
Capítulo 5 Conclusiones y recomendaciones	148
Conclusiones.....	148
Recomendaciones	149
Bibliografía	150

Índice de Tablas

Tabla 1. Software y versiones a utilizarse	27
Tabla 2. Evolución de los materiales compuestos	29
Tabla 3. Aplicaciones de escáner 3D	58
Tabla 4. Aplicación de sistemas CAD/CAM.....	69
Tabla 5. Materiales y equipo	72
Tabla 6. Medidas de la zona afectada	107
Tabla 7. Datos obtenidos experimentalmente	130
Tabla 8. Datos obtenidos experimentalmente	134
Tabla 9. Datos obtenidos mediante simulación	146
Tabla 10. Datos obtenidos mediante simulación	146
Tabla 11. Datos obtenidos mediante simulación.....	147

Índice de Figuras

Figura 1 Tipos de materiales compuestos	30
Figura 2 Aplicación de materiales compuestos en aeronáutica	34
Figura 3 Volumen significativo para definir el módulo de flexibilidad o de elasticidad longitudinal	37
Figura 4 Volumen significativo para definir el módulo transversal.....	39
Figura 5 Volumen significativo para definir el módulo de cizallamiento	41
Figura 6 Volumen significativo para definir el módulo de Poisson	43
Figura 7 Representación de deformación de láminas con carga en dirección 1.....	47
Figura 8 Configuraciones alineadas al eje y fuera del eje.	50
Figura 9 Transformación de esfuerzos a través de los sistemas x-y y 1-2	52
Figura 10 Relación esfuerzo-deformación para esfuerzos planos	55
Figura 11 Escáner 3D	57
Figura 12 Escáner láser dinámico	57
Figura 13 Medición basada en triangulación.....	59
Figura 14 Escáner manual.....	60
Figura 15 Imperfecciones de la malla.....	62
Figura 16 Estructura CAD/CAM.....	64
Figura 17 Componentes CAD/CAM	66
Figura 18 Proceso de CAD/CAM.....	68
Figura 19 Limpieza del borde de ataque	74
Figura 20 Colocación puntos de fijación.....	74
Figura 21 Escaneado del borde de ataque	75
Figura 22 Obtención de la información.....	75

Figura 23 Datos de la nube de puntos sin limpieza	76
Figura 24 Eliminación automática de puntos	77
Figura 25 Rellenar agujeros	77
Figura 26 Suavizado de superficies	78
Figura 27 Rellenar agujeros de los extremos.....	79
Figura 28 Puntos flotantes.....	80
Figura 29 Eliminación de puntos flotantes	80
Figura 30 Determinación de bordes rectos	82
Figura 31 Conversión en malla la nube de puntos.....	84
Figura 32 Diseño de plano y sketch	84
Figura 33 Plano para cortar la malla	85
Figura 34 Importación de malla de puntos	86
Figura 35 Superficie escaneada.....	91
Figura 36 Medición de la fisura.....	92
Figura 37 Medición de la fisura en los puntos más alejados	92
Figura 38 Importación del elemento en SolidWorks	93
Figura 39 Aplanamiento de la superficie	94
Figura 40 Selección de superficies.....	95
Figura 41 Proyección de la fisura en el plano	95
Figura 42 Creación de plano coincidente.....	96
Figura 43 Croquis del área afectada	96
Figura 44 Relación entre el rectángulo y fisura.....	97
Figura 45 Restricciones del rectángulo con la fisura	97
Figura 46 Verificación de medidas	98
Figura 47 Zona afectada por hundimiento	99

Figura 48 Planos que contienen el hundimiento	100
Figura 49 Pieza con el hundimiento	100
Figura 50 Selección de plano adjunto al hundimiento	101
Figura 51 Aceptación de condiciones en el plano seleccionado	101
Figura 52 Perfil proyectado en el plano seleccionado	102
Figura 53 Curvas de reconstrucción.....	103
Figura 54 Ejecución del procedimiento para el plano 5	103
Figura 55 Curvas seleccionadas dentro del modelo	104
Figura 56 Desviación de la superficie obtenida	104
Figura 57 Desviación en la pieza escaneada.....	105
Figura 58 Medición del hundimiento.....	106
Figura 59 Mediciones en zona afectada.....	106
Figura 60 Proceso de activación	108
Figura 61 Acceso de uso	108
Figura 62 Proceso del método de elementos finitos	109
Figura 63 Biblioteca ACP Pre habilitada	116
Figura 64 Creación de la fibra de vidrio.....	117
Figura 65 Características de la fibra de vidrio.....	117
Figura 66 Características de la resina.....	118
Figura 67 Parte del borde ataque en estudio	118
Figura 68 Disposición de capas del borde ataque en estudio	119
Figura 69 Habilitación de la opción Setup.....	119
Figura 70 Fibra de vidrio creada con su espesor.....	120
Figura 71 Resina creada con su espesor.....	120
Figura 72 Estratificación de las capas con sus disposiciones angulares	121

Figura 73 Obtención del material compuesto.....	122
Figura 74 Obtención del material compuesto con todas sus características	122
Figura 75 Modelamiento de probeta para ensayo de tracción	124
Figura 76 Zonas establecidas de la probeta para ensayo de tracción	125
Figura 77 Importación del modelado en Ansys.....	125
Figura 78 Ingreso de parámetros para mallado de la probeta.....	126
Figura 79 Probeta mallada.....	126
Figura 80 Carga de la biblioteca Static Estructural	127
Figura 81 Implementación del soporte fijo en un extremo	127
Figura 82 Esfuerzo normal máximo.....	128
Figura 83 Deformación direccional en el eje x	129
Figura 84 Cálculo del módulo de elasticidad por tracción	129
Figura 85 Modelamiento de probeta para ensayo de tracción	131
Figura 86 Condición de apoyo simple	131
Figura 87 Desplazamiento libre en el eje x	132
Figura 88 Fuerza introducida.....	132
Figura 89 Esfuerzo máximo normal obtenido.....	133
Figura 90 Cálculo del módulo de elasticidad por flexión.....	134
Figura 91 Croquis de los parches de reparación	135
Figura 92 Parche recortado	136
Figura 93 Parche rellenado	136
Figura 94 Importación de la superficie reparada.....	137
Figura 95 Borde de ataque y parche en una sola parte.....	137
Figura 96 Superficies malladas	138
Figura 97 Dirección de las fibras en el parche	138

Figura 98 Dirección de las fibras en el borde de ataque	139
Figura 99 Probeta con parche de reparación.....	140
Figura 100 Disposición de capas en el borde de ataque	140
Figura 101 Disposición de capas en el parche de reparación.....	141
Figura 102 Deformación direccional en el eje x	141
Figura 103 Esfuerzo normal	142
Figura 104 Estratificación del apilamiento de las capas	142
Figura 105 Disposición de capas en el parche	143
Figura 106 Disposición de capas en el borde de ataque	143
Figura 107 Deformación direccional en el eje x	144
Figura 108 Esfuerzo normal	145

Resumen

Cuando existen daños en el fuselaje de una aeronave, sean estos hundimientos o roturas originadas por golpes o cualquier otro factor, y sean reparables con parches, mediante un Scanner 3D, es posible generar una nube de puntos de la zona afectada y establecer un procedimiento óptimo y fácil de entender que nos permita realizar un tratamiento a la nube de puntos obtenida, para crear una superficie del modelo escaneado. Una vez generada la superficie afectada, se obtendrá información geométrica del daño, ya sea medida de la fisura, tamaño de la reparación, área afectada por hundimientos, entre otros; para la toma de decisiones rápidas y confiables de los métodos de reparación a utilizarse. Mediante el método de elementos finitos, realizaremos una simulación de la reparación de la zona afectada por los daños y se comparará una reparación correcta versus una reparación con errores comunes generadas por instrumentos y por errores humanos. Los procedimientos aplicados en la Fuerza Aérea no son procedimientos contemplados en manuales, más bien son procedimientos de otras aeronaves aplicados al avión A-29B, por este motivo se limitan las reparaciones a daños contenidos en un cuadrado de lado 1 [in], uno de los principales problemas cuando se realizan reparaciones, ocurren cuando existen conflictos en la medida de la discontinuidad ya que esta se encuentra en el límite apto para reparación. Para llegar a la simulación de la reparación se deberá aproximar las características del material del borde de ataque con la ayuda de manuales de reparación, órdenes de ingeniería y otros documentos legales.

PALABRAS CLAVE

- **MATERIALES COMPUESTOS**
- **MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS**
- **SIMULACIÓN**
- **CARACTERIZACIÓN**

Abstract

When there are damages to the fuselage of an aircraft, such as sag or breakage caused by strikes or any other phenomenon, and these are repairable with patches, using a 3D Scanner, it is possible to generate a cloud of points of the affected area and establish an optimal procedure and easy to understand that allows us to perform a treatment in the cloud of points obtained, to create a surface of the scanned model. Once the affected surface is generated, geometric information on the damage is found, whether it be a crack measurement, repair size, affected area by sag, among others; for fast and reliable decision-making of employee repair methods.

Using the finite element method, a repair simulation of the damaged area will be performed and a correct repair will be compared versus a repair with common instrument-generated and human-errors. The procedures applied in the Air Force are not procedures contemplated in manuals, rather they are procedures of other aircraft applied: A-29B, for this reason, the repairs are limited to damages contained in a square of side 1 [in], one of the main problems when repairs are made occurs, when there are conflicts in the extent of the discontinuity since it is at the limit suitable for repair. To reach the repair simulation, the characteristics of the leading-edge material should be approximated with the help of repair manuals, engineering orders, and other legal documents.

KEYWORDS

- **COMPOSITE MATERIALS**
- **FINITE ELEMENTS METHOD**
- **SIMULATION**
- **CHARACTERIZATION**

Capítulo 1: Generalidades

Antecedentes

La ingeniería es el proceso de diseño, fabricación, montaje y mantenimiento de productos y sistemas, tradicionalmente ha estado asociada a los procesos de transformación de una idea abstracta en diseños lógicos que se materializan. Sin embargo, existen casos en los que el ingeniero se encuentra con productos u objetos terminados que carecen de especificaciones técnicas o detalles de fabricación. Teniendo en cuenta esta realidad, dentro de este proyecto planteamos facilitar información geométrica de los daños en el fuselaje del avión, por medio de un proceso de escaneado debidamente detallado para su correcta aplicación.

Lo que planteamos realizar es la obtención de un modelo geométrico a partir de una nube de puntos creada por medio de un proceso de escaneo o digitalización. Siguiendo el planteamiento de diferentes teóricos, tratamos de crear la base de una pieza con un modelo original o físico sin el uso de dibujos de ingeniería (Embraer, 2015). Por su parte, Yau (1995) señala que hace referencia al proceso de recuperar la geométrica de una pieza ya fabricada usando la digitalización y un modelo CAD ya existente.

La ingeniería y los principios que la conforman brinda la posibilidad de conocer información respecto al material de la pieza, su funcionamiento y los mecanismos utilizados para su fabricación. Se parte del producto final a fin de analizar el tipo de diseño para establecer los parámetros que deberán ser modificados para generar una mejora. El proceso consiste en descubrir los principios tecnológicos de los diferentes objetos y

dispositivos, realizando un análisis estructural desmontando y estudiando detenidamente cada una de las partes.

La ingeniería inversa es un concepto que se encuentra desarrollado dentro de la lógica de los seres humanos, a lo largo de la historia se han visto inmersos en acciones cuya finalidad ha sido imitar distintos objetos e incluso algunos elementos que hacen parte de la naturaleza. Es a partir de la Segunda Guerra Mundial que comienza a cobrar mayor fuerza e importancia ya que fue utilizada como un instrumento de espionaje para conocer el funcionamiento y materiales del armamento que lograban incautar a los ejércitos enemigos (El-Hakim, 2002).

Dentro de este estudio, también cabe tomar en cuenta el método de elementos finitos (FEM) cuyas bases se remontan al cálculo diferencial e integral propuesto por Isaac Newton, cabe señalar que el desarrollo moderno de éste se atribuye a Hrennikoff, su propuesta se enfocó en utilizar líneas como una manera de representar barra y vigas que hacían posible calcular el esfuerzo en sólidos que poseían una sección transversal continua.

Según señala Wlady (2014) el método de elementos finitos tiene su principal base en el uso de técnicas de computación, el cual hace posible que se analicen diferentes tipos de estructuras, así como también sistemas continuos. Se caracteriza por ser un método de tipo numérico de un alto nivel de versatilidad, ya que es posible aplicarlo en gran parte de las problemáticas que se presentan en los sistemas de análisis de ingeniería. Entre los usos más frecuentes se encuentran: comportamiento de sistemas térmicos, estáticos y dinámicos.

El FEM o método de elementos finitos cuenta con los elementos para analizar una amplia variedad de componentes mecánicos, desde una viga, hasta aquellos de mayor complejidad como los aviones y otro tipo de vehículos motorizados. En el campo de la aeronáutica ha sido de gran utilidad para profundizar en el conocimiento de los componentes aerodinámicos de las aeronaves, además de los esfuerzos que son capaces de soportar, los cambios de presión en el fuselaje e inclusive las reparaciones de las aeronaves a los que han sido sometidos, dando origen a lo que se conoce como Manual de Reparación Estructural (SRM).

Respecto al SRM, Mayolema (2012) explica que este manual es creado y distribuido directamente por el fabricante de la aeronave, y que a su vez debe contar con la aprobación de las entidades reguladoras de aviación de una determinada localidad. Aquí se cuenta con una caracterización a detalle del tipo de reparaciones que se encuentran permitidas, dependiendo de la estructura del avión. Entre las especificaciones señaladas se encuentran: el número máximo de daños que pueden ser compuestos, así como los procedimientos a seguir para hacerlo. La base principal de este documento es la serie de cálculos realizados con herramientas y software de ingeniería, atravesados por el CAE (Computer Aided Engineering).

Un aspecto a considerar en relación al SRM es el tipo de elementos del cual están estructuradas las aeronaves, es decir, se habla de la mecánica de los materiales. Se denomina compuestos a aquellos que poseen 2 o más materiales, cuyo propósito es otorgarle mejores propiedades mecánicas. En el campo de la aeronáutica resulta frecuente el uso de materiales compuestos como la fibra de vidrio para la creación de estructuras como: fuselaje, bordes de ataque, hélices, entre otras (López, 2016).

El ámbito de los materiales compuestos ha sido un tema ampliamente analizado tomando como referencia la teoría desarrollada por Kirchhoff y la teoría de placas planteada por Mindlin – Reissner, sin embargo, cabe resaltar que estas son útiles para resolver dificultades de nivel simple, para aquellos de mayor complejidad se requiere emplear los postulados del análisis numérico. Algunos estudios, como el desarrollado por Olmedo (2008) que usa los principios de la energía potencial mínima para determinar matrices de rigidez, y así entender el concepto de ensambles de varios elementos. Así mismo para conocer los niveles de esfuerzos a los que pueden estar sometidos diversos elementos estructurales y seguir siendo funcionales existe una variedad de estudios acerca de teoría de fallas (Mireles, 2010).

Además, existen una serie de manuales que explican el modo de simular un material compuesto en diferentes programas de análisis computacional, el que tomaremos como referencia es el desarrollado por Barbero (2014) denominado “Finite element analysis of composite materials using ansys”. Respecto al tema de reparaciones simuladas existe una variedad de papers para efectos del estudio, tomamos en cuenta el desarrollado por Beires, Machado, Gardolinski, & Correa, (2015), titulado “Comparative analysis of a structural repair in a light aircrafts fuselage using finite element method”.

En línea con las necesidades de la Fuerza Aérea Ecuatoriana planteamos el tema de investigación, en conjunto con ESPE-INNOVATIVA, “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos”, con el tema propuesto, esperamos generar conocimientos que simplifiquen la aplicación de los resultados obtenidos dentro de los talleres durante una reparación estructural, específicamente del fuselaje de las aeronaves.

Hasta el momento el macro proyecto se ha enfocado en el modelamiento de bordes de ataque y perfiles alares, en la caracterización del material compuesto del que se encuentran fabricadas las aeronaves antes mencionadas, el tipo de daños estructurales más recurrentes y la generación de parches de material compuesto que reemplacen los que estén afectados o que hayan sufrido algún daño.

Hipótesis

- El procedimiento de escaneado 3D permite obtener información sobre los daños en el borde de ataque del avión A-29B.

Objetivos

Objetivo General

- Implementar un método de obtención de información de daños en el borde de ataque del avión A-29B a través de un escáner 3D.

Objetivos Específicos

- Buscar una técnica de escaneado óptima para la obtención de nubes de puntos.
- Establecer cuáles son los parámetros adecuados para el modelado.
- Recrear un modelo 3D para el estudio de fallas en el borde de ataque del avión A-29B.
- Analizar cómo afecta una reparación mal realizada por errores en la medición de la discontinuidad encontrada.

Justificación e Importancia

El mantenimiento de aeronaves implica una serie de procedimientos entre los que se encuentran: investigación, repuestos y materiales cuyo costo es elevado. Con miras a superar esta situación, la Fuerza Aérea Ecuatoriana a través de la dirección general de logística ha implementado un proyecto que busca optimizar toda el área de mantenimiento con el uso de aplicaciones y software que faciliten la reparación pronta y precisa a detalle.

En este contexto la realización de este estudio adquiere relevancia, debido a que las herramientas avanzadas de dinámica de fluidos computacional (CFD) son necesarias para capturar el comportamiento no lineal de la aerodinámica en el régimen transónico (choques, vórtices, separación). Con el uso de estos elementos es posible resolver problemas de manera virtual, especificando los daños en el fuselaje de un avión y las posibles soluciones, otorgando mayor seguridad y rentabilidad para la puesta en ejecución en los hangares de mantenimiento.

En los últimos tiempos, el diseño asistido por computador (CAD) ha presentado avances significativos sobre todo en lo referente al diseño y a la modelación de objetos que pueden ser impresos o manufacturados en tres D. Estos adelantos representan un cambio de paradigma en la fabricación, reparación y mantenimiento en lo que refiere a aeronaves, y, por lo tanto, dan cuenta de la importancia de la realización de esta investigación con el fin de contribuir al desarrollo teórico y práctico del tema, para la obtención de mejores resultados en este ámbito.

En el marco de este estudio, el uso de técnicas de modelado a través del CAD y posteriores simulaciones con FEM se justifican plenamente cuando el objeto presenta dimensiones que no se pueden manejar en una impresora 3D convencional, o en los cuales el costo de impresión resulte muy elevado (Bryden, 2014). Para superar esta situación se emplea la técnica de plano seriado, con el fin de determinar claramente toda la geometría de la pieza, y posteriormente rellenar las cavidades y resanar las imperfecciones hasta lograr una superficie uniforme.

El planteamiento de este proyecto se enfoca en la aplicación y combinación de diferentes técnicas y métodos de modelamiento y simulación a fin de mejorar el tiempo de desarrollo de elementos de solución con medidas aplicativas prácticas, ya que el personal de mantenimiento podrá visualizar una etapa intermedia de la reparación antes de iniciar la ejecución (etapa de estructura en plano seriado). La fabricación de prototipos a partir de planos seriados es una técnica que se ha usado por muchos años y se va perfeccionando con el uso de la tecnología (Henry, 2012).

En la actualidad, el mantenimiento de aeronaves necesita adaptarse a las nuevas tecnologías con el objeto de simplificar, optimizar y elevar la calidad de los procesos de diseño y manufactura. Esto significa que es propicio el ambiente para la utilización de sistemas de diseño y manufactura asistidos por computador CAD/FEM, tal como se plantea en el abordaje del presente tema de investigación.

En este contexto, conocer las propiedades y características que tienen los elementos de un avión en su estructura es de vital importancia para mantener el control, mejora y mantenimiento del mismo. El diseño y modelación de problemas físicos brindan una herramienta de prueba para sus prototipos permitiéndoles modelar y obtener

información más acertada cuando de disminuir errores se trata, pues al querer obtener información de la geometría de alguna avería a través de un ordenador se reducen errores de tipo humano y aquellos relacionados con el instrumento.

Estos errores pueden ser los causantes de toma de decisiones inadecuadas y de causar retrasos al momento de liberar (devolverle) su funcionalidad a una aeronave. En este sentido, con los métodos que proponemos dentro de este estudio, pretendemos reducir el número de órdenes de ingeniería no necesarias para realizar una reparación, optimizando recursos de tiempo y económicos. La construcción de un modelo a través de nubes de puntos obtenida con un escáner 3D para conocer propiedades aerodinámicas de los componentes del avión, permitirá a los miembros de los escuadrones de mantenimiento de la Fuerza Aérea Ecuatoriana contar con una herramienta de simulación para futuras mejoras y contar con la experiencia sobre las limitaciones y características que tiene el software utilizado.

Alcance

El proyecto pretende detectar de forma clara y precisa daños ocurridos en el fuselaje de una aeronave a través de la obtención de nubes de puntos proporcionadas con un Scanner 3D, los cuales con ayuda de un software permitirán modelar y posteriormente desarrollar el modelo numérico de las fibras del laminado en el borde de ataque del avión. Para esto, tomamos en consideración la disposición de las fibras para modelar una reparación y analizar cómo afecta a las propiedades mecánicas si se realizara una reparación errónea debido a conflictos en la determinación de la medida de la discontinuidad hallada.

Los softwares a utilizarse son los que se muestran en la Tabla 1, sin omitir algún otro adicional que se requiera en la investigación.

Tabla 1

Software y versiones a utilizarse

Software	Versión
Geomagic for Solid Works	2017
Solid Works	2017-2018
Composite PrepPost (ACP) Ansys	2021

Nota. La tabla refleja los diferentes Software con las versiones respectivas.

En cuanto a los equipos e instrumento a tomar en cuenta para el proceso de caracterización, se detallan los siguientes:

- Scanner 3D.
- Borde de ataque del avión A-29B Súper Tucano.
- Puntos de posicionamiento para escáner 3D de 3mm.
- Software FEM (ACP Ansys).
- Software CAD (GeoMagic X PRO).
- Ordenador computador.

Capítulo 2 Revisión Bibliográfica

Materiales compuestos

Historia y evolución del material compuesto

A lo largo de la historia los seres humanos han atravesado diferentes situaciones y procesos que les han obligado a evolucionar en todos los ámbitos, tanto a nivel social, político, cultural e incluso técnico, como un medio de supervivencia, adaptación y progreso. Besednjak (2005) señala que el desarrollo de la humanidad se ha visto ligado al descubrimiento de los usos y funcionamientos que pueden tener los diferentes materiales.

Así, el traspaso de la edad de piedra, el descubrimiento del cobre y posteriormente el bronce y el hierro fueron determinantes en la manera en que la sociedad se ha ido configurando. En relación a los materiales compuestos, se conoce que estos son tan antiguos como la misma humanidad, y se han aplicado para suplir diferentes necesidades, como la vivienda, protección, movilización, entre otras.

Stupenengo (2011) señala que se trata de elementos que cuentan con combinaciones macroscópicas de dos o más tipos de materiales, los que les otorga una serie de propiedades que pueden ser aplicadas en campos distintos, en el medio natural se identifican dentro de esta clasificación a la madera y los huesos, sin embargo, en la actualidad la gran mayoría son producto de la invención humana.

La Segunda Guerra Mundial es el antecedente principal del desarrollo de los materiales compuestos tal como se los conoce en la actualidad (Pérez C. , 2016). Sin embargo, existen antecedentes previos de su uso, cronológicamente, la evolución de estos elementos, según Sánchez (2004) fue de la siguiente manera:

Tabla 2

Evolución de los materiales compuestos

Año	Hito
1713	Surge la idea de crear fibra de vidrio por parte de la Real Academia de Ciencia Francesa.
1893	Se fabrican las primeras piezas de vestir con base en fibra de vidrio.
1943	El fuselaje del BT-15 fue diseñado con una combinación de madera de balsa y fibra de vidrio.
1961	Se crea filamento de carbono.
1965	Se crea el Borón Grumman/General Dynamics desarrollo el F-111 para alta temperatura (600 F)
1971	Dupont crea fibra de poliaramida y le da el nombre Kevlar.
1975	El S-76 un helicóptero con un estabilizado compuesto totalmente de kevlar, Nomex. Se la reconoce como la primera aeronave en la cual se emplean materiales compuestos.

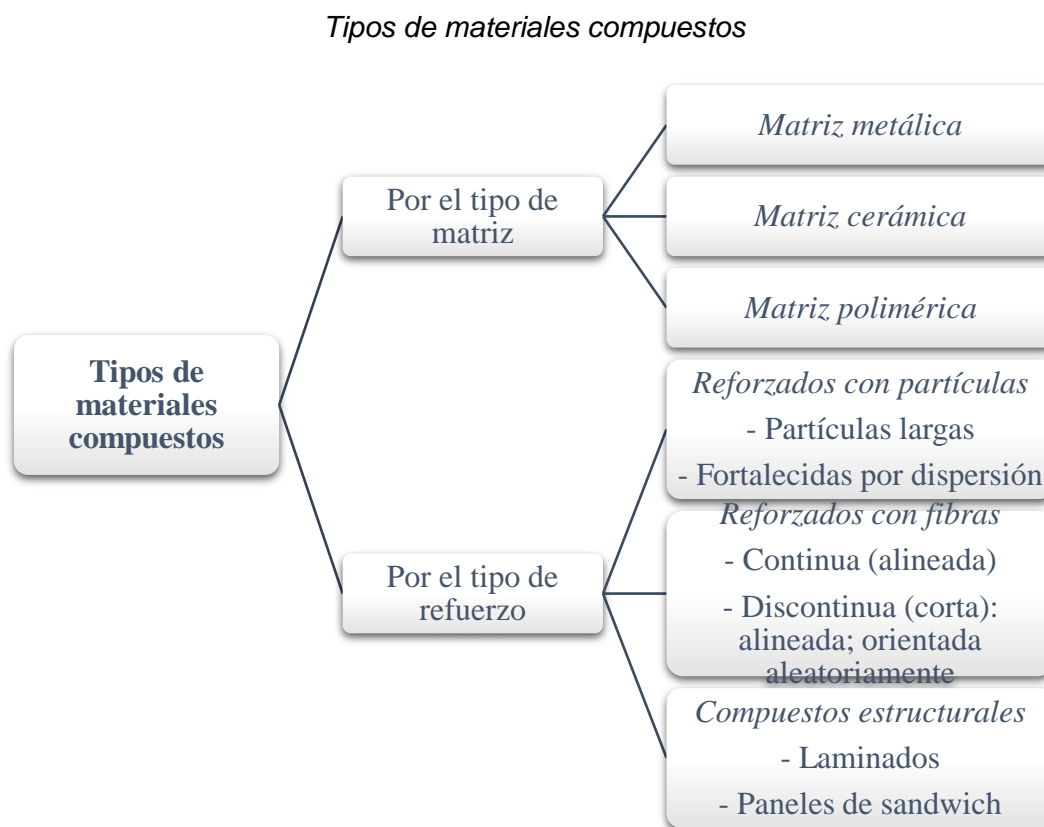
Nota: En la tabla se puede observar la evolución de los materiales compuestos a lo largo de la historia. (Sánchez, 2004)

Los materiales compuestos se crean a través de la elección del sistema de matriz idóneo para lograr que se realice una adecuada unión con las fibras que permitirán reforzar sus propiedades. A través de este proceso se crea un nuevo material con

características específicas cuya aplicabilidad se extiende a múltiples usos, que no son posibles de obtener con la composición homogénea que cada uno posee por separado.

Stupenengo (2011) expone que una de las características propias de este tipo de materiales es que poseen dos componentes esenciales: la matriz y el refuerzo. Granda (2016) explica que el objeto principal de la creación de estos composites es crear elementos que combinen el tipo de propiedades que los identifican, en este proceso es posible identificar cada uno. Están compuestos por dos fases: la primera, la matriz que contiene al refuerzo; y la segunda, el refuerzo que sostiene la fuerza que se transmite por la matriz. Se clasifican con base en dos criterios: por el tipo de matriz y por el tipo de refuerzo

Figura 1



Nota. En la imagen se aprecia la clasificación de los materiales compuestos (Dávila, y otros, 2011)

Los diferentes componentes de este tipo de materiales no se disuelven ni fusionan de manera total. Para que sean funcionales es importante que estos mantengan sus características esenciales las cuales deben ser fácilmente identificables por procedimientos físicos. En el campo de la aviación es frecuente el uso de materiales compuestos de matriz polimérica, están reforzados generalmente con elementos como la fibra de vidrio, fibra de carbono y fibras de aramida.

La Plataforma Aeroespacial Española (2010) manifiesta que el uso de materiales compuesto en el campo de la aviación responde a hechos tales como: altos niveles de resistencia, grados de rigidez específica, ligereza, características aerodinámicas de mayor nivel. Sin embargo, aún existen una serie de dificultades que también se deben tomar en cuenta, tales como: conductividad térmica, comportamiento electromagnético, reparabilidad, costos de mantenimiento e inspeccionabilidad.

Diseño de piezas con materiales compuestos.

Materiales compuestos en el Ecuador

En el Ecuador el desarrollo de los materiales compuestos es un tema que no ha sido ampliamente investigado y apenas se están generando procesos que lleven a un mayor desarrollo de este campo. Dávila y otros, (2011) exponen que la elaboración de composites en el país está relacionada con la extracción de fibras de origen vegetal. Lo que se busca en la actualidad es que las fibras vegetales sirvan como refuerzo para la creación de elementos cuya matriz polimérica sea biodegradable, dándole un nuevo valor.

Debido a la amplia gama de vegetación existente en el país, los productos de materiales compuestos fabricados se han enfocado principalmente en la elaboración de empaques, juguetes, piezas de equipos electrónicos. Con el avance de los estudios en este tema, se ha logrado también la producción de elementos para el interior de vehículos, con los termoplásticos, debido a que se trata de polímeros biodegradables, al finalizar su vida útil estos pueden ser sometidos a diferentes procesos para su degradación, disminuyendo de manera importante el impacto ambiental.

Carrasco (2015) afirma que en los últimos tiempos en el país ha surgido el interés por realizar estudios de materiales compuestos en los que utilizan fibras sintéticas y naturales. En la industria del Ecuador se ha incrementado la necesidad de utilizar fibras de carbono por sus propiedades de resistentes a la corrosión y por su bajo peso. A pesar de este interés Dávila y otros, (2011) explican que en el país aún existe un escaso desarrollo en este ámbito lo que impide que el uso de polímeros.

En general, el uso de materiales en el Ecuador se presenta en industrias relacionadas con el empaque, plásticos y fabricación de algunos productos que responden esencialmente al uso en el hogar y en menor medida en otro tipo de industrias como la automotriz. La utilización de este tipo de elementos en otros ámbitos como el naval o el aeronáutico es un tema aún en desarrollo que requiere de mayor análisis.

Materiales compuestos en la Industria Aeronáutica.

El creciente desarrollo aeronáutico dado en los últimos tiempos responde principalmente a la posibilidad de utilizar materiales compuestos para la creación y diseño

de sus estructuras. En este campo, es importante el uso de composites con un elevado nivel de rendimiento. Su uso se da en la fabricación de piezas primarias, debido a que tienen una amplia gama de aplicación y sobre todo por sus características ligeras y flexibles.

Son esenciales en la creación de aviones tramos centrales de aviones, vigas ventrales, alas extremas, piso, canopy, superficie de alas, colas, entre otras. Estas se utilizan con subestructuras metálicas para una mayor fijeza y durabilidad, se fijan con sujetadores metálicos. En el caso de los helicópteros son útiles para la fabricación de hojas de rotor y también en el eje impulsor. (Donoso & Rodríguez, 2005)

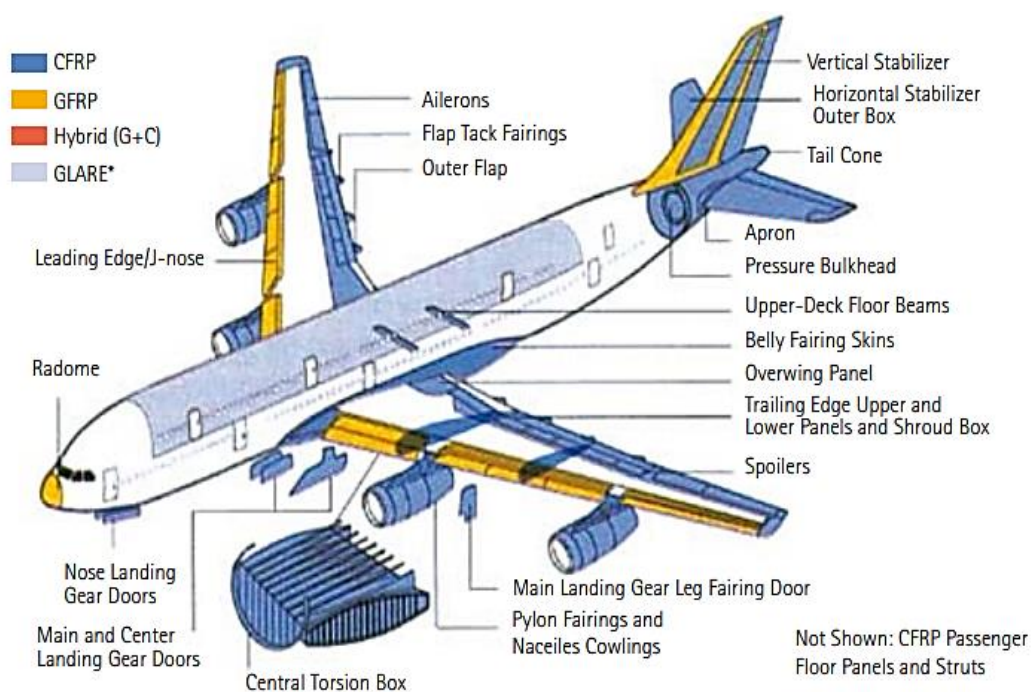
Entre las ventajas principales del uso de estos materiales se encuentran la reducción de hasta 450 kilos en el caso del Airbus, esto hace posible que se abra espacio para 6 puestos adicionales. Al existir una disminución de 100 kilos en la estructura de los cohetes, esto significa que su trayectoria puede extender hasta 100 kilómetros más. Además, este tipo de elementos son altamente resistentes a la corrosión, lo que implica una reducción considerable en los gastos de mantenimiento. Donoso & Rodríguez (2005) como referencia plantean el siguiente ejemplo: las alas de metal de un helicóptero deben ser cambiadas cada que se hayan cumplido 50 horas de vuelo como máximo, mientras que los composites pueden ser reemplazadas al haber transcurrido varios meses de uso.

Bey (2006) explica que el diseño y fabricación de piezas con materiales compuestos sigue un proceso totalmente distinto que al del acero, fundamentalmente por las propiedades que presenta como la ligereza y rigidez. Su uso de la industria aeronáutica responde a que da la posibilidad de trenzar en el interior las diferentes fibras,

lo que hace que se conforme una matriz de soporte que hace que la tensión sea distribuida de manera uniforme, además estas pueden seleccionarse a fin de dotarle de las propiedades mecánicas que se requiera para cada una de las piezas. En la figura a continuación detallamos las áreas de aplicación de este tipo de elementos en la aeronáutica.

Figura 2

Aplicación de materiales compuestos en aeronáutica



Nota. Representación gráfica del uso de los materiales compuestos. Fuente y

Elaboración: (Plataforma Aeroespacial Española, 2010)

Otro de los aspectos que se consideran en el campo de la aeronáutica para el uso de materiales compuestos es que su robustez tiene gran similitud con el acero, pero un peso significativamente menor. Son altamente resistentes a los impactos y también al calor lo que genera que sean seguros, de igual manera, implica una reducción importante

en cuanto a los costos económicos y sobre todo son adaptables para el cumplimiento de las diferentes funciones que se necesitan en un avión. La Plataforma Aeroespacial Española (2010) explica que se lo encuentra en los siguientes tipos de aeronaves.

- Aeronaves comerciales: 21.000 Tm en 2007-2011 (33.000 Tm en 2012-2016).
- Aviación ejecutiva y general: 1.200 Tm en 2007-2011.
- Aeronaves de ala rotatoria: 3.000 Tm MC en 2007-2012.
- Aeronaves militares: 2.300 Tm en 2007-2011.
- Vehículos lanzadores: 1.500 Tm en 2007-2011.

Desde la perspectiva de Dávila, y otros (2011) los materiales compuestos en la fabricación de aeronaves también responden a una situación de tipo ecológico, ya que materiales como el aluminio, acero, cadmio y cromato, dejan de ser funcionales una vez que han cumplido su vida útil. Sin embargo, los composites, si bien no pueden ser reciclados, pueden volver a tener un uso, por ejemplo. Una vez triturados pueden formar parte de los elementos que componen las pistas de despegue, extendiendo así su durabilidad y reduciendo los niveles de contaminación que pueden generar.

Micromecánica de los compuestos laminados

Según señala Olmedo (2008), existen múltiples parámetros que ofrecen flexibilidad en la sintonización de cierto tipo de diseño de acuerdo a la aplicación, esto quiere decir que, tanto el análisis como el diseño para las resinas son complejos en comparación con los materiales convencionales. Es por ello que se requiere de una mayor comprensión de la mecánica de los materiales compuestos desde distintas dimensiones. En tanto, el análisis de estos ofrece intermediación de carácter analítico, cuya finalidad es

caracterizar los materiales compuestos a nivel micro y macro, desde la perspectiva de funcionamiento.

Por una parte, desde la posición de la micromecánica se realiza el análisis de relación de las propiedades del material compuesto, con las proporciones de los componentes y propiedades, en tanto se busca analizar minuciosamente la interacción de los componentes. Por el contrario, en la micromecánica se aplican dos modelos de la mecánica de los materiales, conocidos como “regla de las mezclas” y “regla modificada de las mezclas”. En el primer caso se trata de un método simple y de intuición. Es así que, el volumen de una lámina tiene tres regiones: matriz (m), fibra (f) y los vacíos (v) (Olmedo, 2008).

De acuerdo con Pérez & Sánchez (2014), por medio del análisis del material compuesto a nivel micromecánica se busca conseguir un pronóstico de las propiedades elásticas e higrotérmicas generales del compuesto, mediante propiedades, disponibilidad e investigación de la confluencia entre los materiales constituyentes.

El nivel de precisión en la valoración de las propiedades y la respuesta del FRP (Polímero Reforzado con Fibra) depende del enfoque y del grado sofisticado del modelo (Pérez & Sánchez, 2014). En tanto, se distinguen tres dimensiones, estas son:

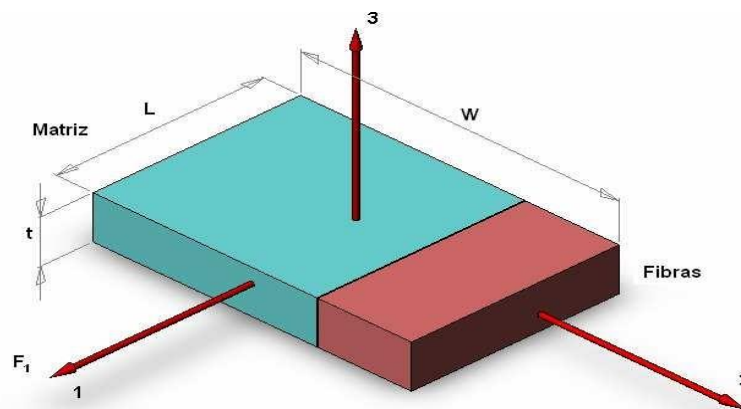
- Modelos basados en la mecánica de materiales.
- Modelos orientados en la teoría clásica de la elasticidad.
- Modelos empíricos enfocados al ajuste de curvas obtenidos experimentalmente.

Módulo de flexibilidad

Al módulo de flexibilidad (E_1) también se lo denomina como modelo de deformación constante, se utiliza para definir el módulo longitudinal del compuesto en base a la extensión de las fibras. El volumen representativo para determinar el módulo de flexibilidad o elasticidad se expone en la *Figura 3*, así en el eje 1 pertenece a la dirección longitudinal, el eje 2 de orientación transversal y el 3 a la dirección por espesor. Ambos poseen constantes E_f , ν_f , G_f y E_m , ν_m , G_m , el elemento está sujeto a la fuerza F_1 de las fibras, en la extensión del eje longitudinal. En consecuencia, la fuerza se divide en la superficie de la siguiente manera:

Figura 3

Volumen significativo para definir el módulo de flexibilidad o de elasticidad longitudinal



Nota. Esta figura representa cómo el volumen significativo define el módulo de flexibilidad o de elasticidad longitudinal. Imagen obtenida de Diseño de estructuras tipo cáscara basada en materiales compuestos laminares, utilizando elementos finitos (Olmedo, 2008)

Cárdenas & Vásquez (2010) explica que parte de la fuerza absorbe las fibras y una parte por la matriz, tal como se detalla en la fórmula a continuación:

$$\sigma_1 A = A_f \sigma_{f1} + A_m \sigma_{m1}$$

Donde:

f1 = fibra en la dirección 1

m1 = matriz en la dirección 1

Los esfuerzos normales se calculan con base en la ley de Hooke y se representan de la siguiente manera:

$$\sigma_1 = E_1 \varepsilon_1$$

$$\sigma_{f1} = E_{f1} \varepsilon_{f1}$$

$$\sigma_{m1} = E_{m1} \varepsilon_{m1}$$

Reemplazadas y divididas para A, se expresan, tal como se expone en la siguiente fórmula:

$$\varepsilon_1 \cdot E_1 = \frac{A_f}{A} \cdot \varepsilon_{f1} \cdot E_{f1} + \frac{A_m}{A} \varepsilon_{m1} \cdot E_{m1}$$

Las elongaciones ΔL y las deformaciones de tipo unitario se mantienen de manera similar:

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_{f1} = \varepsilon_{m1}$$

En relación a las fracciones volumétricas, teniendo en cuenta que L es igual para la matriz y la fibra, se expresan de la siguiente manera:

$$V_f = A_f / A$$

$$V_m = A_m / A$$

Para determinar el módulo longitudinal en relación a las características de las fibras y de la matriz se utiliza las siguientes expresiones, las cuales permiten el cálculo de la flexibilidad:

$$E1 = v_f \cdot E_f + v_m \cdot E_m$$

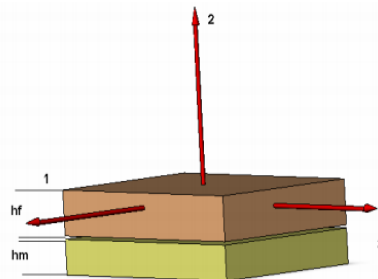
$$E1 = v_f \cdot E_f + (1 - v_f) \cdot E_m$$

Módulo transversal

En el módulo transversal (E_2) se presentan esfuerzos similares tanto en la fibra como en la matriz, esto se genera debido a que el volumen se carga transversalmente con una fuerza de dirección. En la *Figura 4* se puede apreciar cómo funciona este proceso (Cárdenas & Vásquez, 2010). Las propiedades de las fibras estarán directamente relacionadas con las características de la matriz, determinando la calidad del material compuesto de las fibras en posición transversal.

Figura 4

Volumen significativo para definir el módulo transversal



Nota. Se aprecia el volumen significativo. Fuente y Elaboración: (Olmedo, 2008)

Tomando en cuenta que el módulo de cada uno de los componentes es diferente, se determina que la deformación unitaria diferirá tanto en la matriz como en la fuerza (Olmedo, 2008). Así, el esfuerzo y deformación en la dirección 2 se expresan de la siguiente manera:

$$\varepsilon_{f2} = \frac{\sigma_{f2}}{E_f}$$

$$\varepsilon_{m2} = \frac{\sigma_{m2}}{E_m}$$

Las condiciones de deformación se determinan a través de la aplicación de las siguientes fórmulas:

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta h}{h} = \frac{\Delta h}{h_f + h_m}$$

$$\Delta h = \Delta h_f + \Delta h_m = \varepsilon_{f2} \cdot h_f + \varepsilon_{m2} \cdot h_m = \frac{h_f}{E_f} \cdot \sigma_0 + \frac{h_m}{E_m} \cdot \sigma_0 = \left(\frac{h_f}{E_f} + \frac{h_m}{E_m} \right) \cdot \sigma_0$$

Por lo tanto, la deformación en la dirección 2 se expresa a través de:

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta h}{h} = \left(\frac{h_f}{E_f} + \frac{h_m}{E_m} \right) \cdot \frac{\sigma_0}{h} = \left(\frac{h_f}{E_f} + \frac{h_m}{E_m} \right) \cdot \frac{\sigma_0}{h_f + h_m} = \left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \right) \cdot \sigma_0$$

Ya que: $\varepsilon_2 = \sigma_0 / E_2$

$$E_2 = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m} \right)} = \frac{E_f \cdot E_m}{E_m \cdot V_f + E_f \cdot V_m}$$

Módulo de cizallamiento

El módulo de cizallamiento (G_{12}) o cortante, se determina teniendo en cuenta el diagrama de cuerpo libre que se detalla en la *Figura 5*. La deformación que tanto fibras

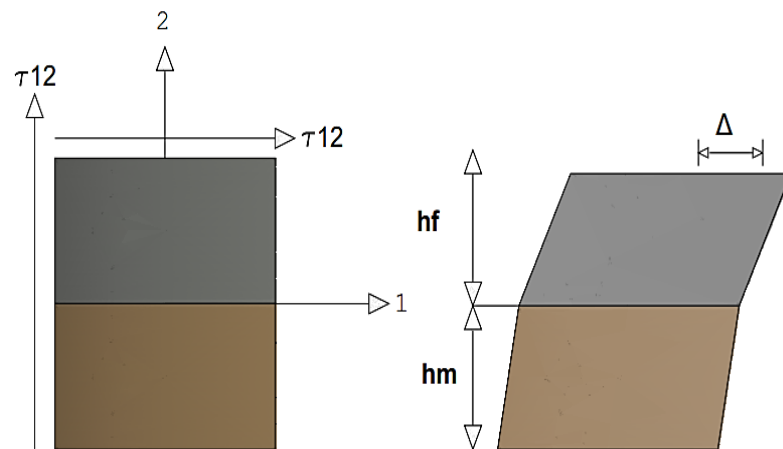
como matrices se define como una función propia de este módulo para cada una de las constituyentes que los integran (Olmedo, 2008). Se toma en cuenta la siguiente fórmula:

$$\gamma_{f12} = \frac{\tau_{f12}}{G_f}$$

$$\gamma_{m12} = \frac{\tau_{m12}}{G_m}$$

Figura 5

Volumen significativo para definir el módulo de cizallamiento



Nota. Representación del volumen significativo para definir el módulo de cizallamiento.

Fuente y Elaboración: (Olmedo, 2008)

Se parte de:

$$\tau_{f12} = \tau_{m12} = \tau_{12}$$

En este caso, los subíndices $_{12}$ hacen referencia al hecho de que el cortante se localiza en el plano paralelo al eje 1 y en dirección al eje 2. Cárdenas & Vásquez (2010) explican que la deformación queda expresada de la siguiente manera:

$$\gamma_{12} = \frac{\Delta}{h_f + h_m}$$

En donde:

$$\Delta = h_f \cdot \gamma_{f12} + h_m \cdot \gamma_{m12}$$

$$\begin{aligned} \gamma_{12} &= \frac{h_f \cdot \gamma_{f12} + h_m \cdot \gamma_{m12}}{h_f + h_m} = V_f \cdot \gamma_{f12} + V_m \cdot \gamma_{m12} = V_f \cdot \frac{\tau_{f12}}{G_f} + V_m \cdot \frac{\tau_{m12}}{G_m} \\ &= \left(\frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m} \right) \cdot \tau_{12} \end{aligned}$$

En vista de que:

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G_{12}}$$

Finalmente, se logra obtener el módulo de elasticidad a corte en el plano:

$$G_{12} = \frac{1}{\left(\frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m} \right)} + \frac{G_f \cdot G_m}{V_f \cdot G_m + V_m \cdot G_f}$$

Módulo de Poisson

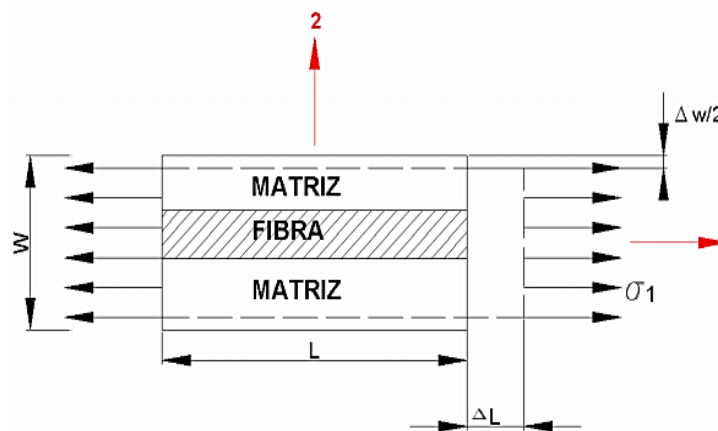
El módulo de Poisson (ν_{12}) según Cárdenas & Vásquez (2010) se obtiene a través de un proceso similar al que se realiza para analizar (E_1). Inicialmente se expresa tal como se detalla en la fórmula a continuación:

$$\nu_{12} = \frac{-\varepsilon_2}{\varepsilon_1}$$

Olmedo (2008) indica que para establecer el estado de esfuerzos $\sigma_1 = \sigma$, considerando que todos los esfuerzos son = 0. Los volúmenes quedan representados de la manera en que se detalla en la *Figura 6*.

Figura 6

Volumen significativo para definir el módulo de Poisson



Nota. En este caso se observa el volumen significativo que define el módulo de Poisson. Imagen obtenida de Diseño de estructuras tipo cáscara basada en materiales compuestos laminares, utilizando elementos finitos. (Olmedo, 2008)

Respecto a la deformación de fibra y matriz destaca que estas se producen de manera idéntica. La deformación transversal queda expresada así:

$$\Delta_w = -W \cdot \varepsilon_2 = W \cdot V_{12} \cdot \varepsilon_1$$

Analizando desde un nivel macroscópico se representa:

$$\Delta_w = \Delta_{mw} = \Delta_{fw}$$

Para conocer el desplazamiento lateral de la matriz se emplea la siguiente expresión:

$$\Delta m_w = h_m \cdot \varepsilon_{mw} = h_m \cdot v_{mw} \cdot \varepsilon_1$$

$$\Delta f_w = h_f \cdot \varepsilon_{fw} = h_f \cdot v_f \cdot \varepsilon_1$$

De manera adicional también se utiliza:

$$h_m = v_m \cdot (h_f + h_m) = v_m \cdot W$$

Realizando el correspondiente reemplazo de fórmulas se consigue:

$$\Delta m_w = -(v_m \cdot W) \cdot (v_m \cdot \varepsilon_1)$$

$$\Delta m_f = -(v_f \cdot W) \cdot (v_f \cdot \varepsilon_1)$$

En el reemplazo final de estas expresiones, se obtiene:

$$\Delta_w = -(v_m \cdot W) \cdot (v_m \cdot \varepsilon_1) - (v_f \cdot W) \cdot (v_f \cdot \varepsilon_1) = -W \cdot \varepsilon_1 \cdot (v_m \cdot V_m + v_f \cdot V_f)$$

A partir de esto se consigue la principal fórmula para obtener el módulo de Poisson:

$$v_{12} = (v_m \cdot V_m + v_f \cdot V_f)$$

A fin de obtener datos y resultados valederos resulta necesario realizar cambios en los modelos simplificados, planteado en (E₂) la siguiente fórmula:

$$\frac{1}{\varepsilon_2} = \frac{\left(\frac{V_f}{E_f} + \eta \cdot \frac{V_m}{E_m}\right)}{v_f + \eta \cdot v_m}$$

Donde:

η = esfuerzo de participación, su valor varía entre 0.4 y 0.6.

Aplicadas las reglamentaciones para (G_{12}) se define la fórmula:

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{\left(\frac{V_f}{G_f} + \eta_i \cdot \frac{V_m}{G_m}\right)}{v_f + \eta_i \cdot v_m}$$

Donde:

η_i = módulo de cizallamiento cortante particionado con un valor de 0.6.

Macromecánica de los compuestos laminados.

La macromecánica se enfoca en analizar el comportamiento de los materiales compuestos, aquí se lo concibe como homogéneo, estudiando a la matriz y a la fibra de los cuales está constituido, sin embargo, estos son identificados como características promedio. (Olmedo, 2008)

Se debe tomar en cuenta que los compuestos laminados consisten en una serie de láminas que se encuentran superpuestas de manera perfecta y adheridas entre sí. Para establecer la diferencia entre estos elementos y los isotrópicos tradicionales se toma en cuenta el tipo de reacción que presentan dependiendo de la dirección que adquieren cuando se aplica una determinada carga. (Cárdenas & Vásquez, 2010)

Para lograr un conocimiento adecuado de la manera en que responderá un compuesto laminado, deberemos analizar en primera instancia una lámina simple, ya que esta cuenta con todas las fibras en la misma dirección. Estudiamos tres ejes: dirección principal de la fibra; dirección perpendicular a la fibra en el plano de la lámina; y, dirección perpendicular a la fibra del plano de la lámina, juntos conforman el sistema principal coordinado del material. Los resultados deben contar con las características de la matriz de flexibilidad.

Matriz de corte y flexibilidad

El conocimiento de la relación deformación-esfuerzo que se da en material ortotrópico se calculan por medio de la siguiente ecuación:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix}$$

De manera simplificada se expresa:

$$\{\varepsilon\} = [S] \{\sigma\}$$

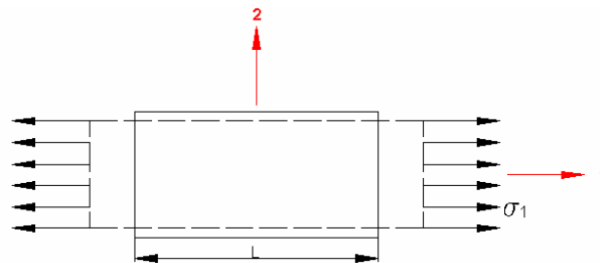
Donde:

S = matriz de sensibilidad

Cárdenas & Vásquez (2010) explican que para establecer los parámetros de S_{ij} se debe tomar en cuenta los esfuerzos que se inducen a la lámina ortotrópica, los cuales corresponden a los de tracción σ_1 , estos se producen en cargas con dirección 1, todo dentro de un sistema ortogonal con ejes 1 y 2. En la figura 7 se muestra la deformación que se produce.

Figura 7

Deformación de láminas con carga en dirección 1



Nota. La figura es una representación de la deformación de láminas con carga en dirección 1. Imagen obtenida de Diseño de estructuras tipo cáscara basada en materiales compuestos laminares, utilizando elementos finitos (Olmedo, 2008)

Las deformaciones unitarias se expresan a través de las siguientes fórmulas:

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} \qquad \varepsilon_2 = \frac{-v_{12} \cdot \sigma_1}{E_1} \qquad \varepsilon_3 = \frac{-v_{13} \cdot \sigma_1}{E_1}$$

En el caso de que el elemento reciba una carga que genera un esfuerzo de tracción σ_2 en dirección 2, este se deformará y resultará en las siguientes expresiones:

$$\varepsilon_1 = \frac{-v_{21} \cdot \sigma_2}{E_2} \qquad \varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} \qquad \varepsilon_3 = \frac{-v_{23} \cdot \sigma_2}{E_2}$$

Algo similar sucede cuando el esfuerzo de tracción σ_3 se encuentra en el eje 3:

$$\varepsilon_1 = \frac{-v_{31} \cdot \sigma_3}{E_3} \qquad \varepsilon_2 = \frac{-v_{32} \cdot \sigma_3}{E_3} \qquad \varepsilon_3 = \frac{\sigma_3}{E_3}$$

Los parámetros S_{ij} se determinan a través de:

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \qquad S_{12} = \frac{-v_{21}}{E_2} \qquad S_{13} = \frac{-v_{31}}{E_3}$$

$$S_{21} = \frac{-v_{12}}{E_1} \qquad S_{22} = \frac{1}{E_2} \qquad S_{23} = \frac{-v_{32}}{E_3}$$

$$S_{31} = \frac{-v_{13}}{E_1} \qquad S_{32} = \frac{-v_{23}}{E_2} \qquad S_{33} = \frac{1}{E_3}$$

Teniendo en cuenta que la matriz de flexibilidad es simétrica, se tiene que:

$$\frac{V_{ij}}{E_i} = \frac{V_{ji}}{E_j}$$

$$\frac{V_{12}}{E_1} = \frac{V_{21}}{E_2}$$

$$\frac{V_{13}}{E_1} = \frac{V_{31}}{E_3}$$

$$\frac{V_{23}}{E_2} = \frac{V_{32}}{E_3}$$

Las ecuaciones señaladas reciben el nombre de recíprocas. En este proceso también es esencial determinar los términos cortantes S_{44} , S_{55} , S_{66} , estas ecuaciones se constituyen como un complemento del sólido elástico ortotrópico el cual forma la matriz (Olmedo, 2008). La relación entre el corte y la deformación queda expresada de la siguiente manera:

$$S_{44} = \frac{1}{G_{23}}$$

$$S_{55} = \frac{1}{G_{13}}$$

$$S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$$

Donde:

G_{ij} = módulo cortante aplicado al plano ij .

La matriz de corte y flexibilidad queda definida a través de la siguiente ecuación:

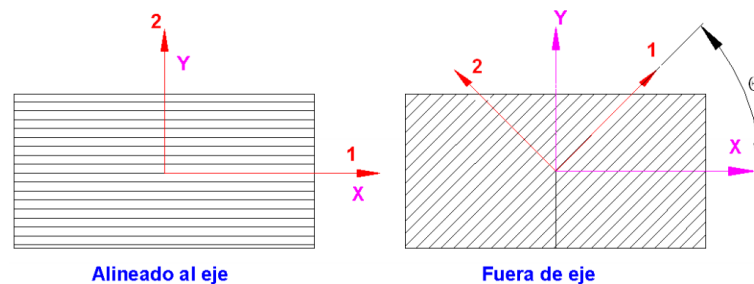
$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{13}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix}$$

Transformación de esfuerzos para una lámina de orientaciones definidas

La ecuación $\{\varepsilon\}=[S]\{\sigma\}$ es aplicable en los casos en los que el eje x del sistema de coordenada es coincidente con el eje 1 del material ortotrópico (Cárdenas & Vásquez, 2010). Sin embargo, esto no sucede siempre, estos casos reciben el nombre de: configuración fuera de eje o material generalmente ortotrópico, detallado en la *Figura 8*.

Figura 8

Configuraciones alineadas al eje y fuera del eje.



Nota. Diferentes configuraciones según el alineamiento del eje. Imagen obtenida de Diseño de estructuras tipo cáscara basada en materiales compuestos laminares, utilizando elementos finitos. (Olmedo, 2008)

Olmedo (2008) explica que, comparar los esfuerzos y desproporciones en el eje de las X y Y, de acuerdo a las relaciones intrínsecas desarrolladas para los sistemas 1-2, así estas últimas ecuaciones pertenecen al caso particular cuando el eje de las X coincide con el eje 1 que corresponde a la dirección de las fibras. Cabe recalcar que el eje del material no siempre coincide con el eje de las X, bajo estas consideraciones el material se denomina ortotrópico (propiedades mecánicas únicas e independientes). Esta demanda del uso de ecuaciones para la transformación de deformaciones o desproporciones, a continuación, se muestra la fórmula de cálculo de manera simplificada:

$$[T\varepsilon] = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = [T\varepsilon] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_X \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \gamma_{XY} \end{Bmatrix}$$

La Matriz $[T\varepsilon]$ consta de $m = \cos(\theta) = dy/dl$ y $n = \sin(\theta) = dx/dl$

$$\begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 0 & 0 & 0 & m.n \\ n^2 & m^2 & 0 & 0 & 0 & -m.n \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n & m & 0 \\ -2.m.n & 2.m.n & 0 & 0 & 0 & m^2-n^2 \end{bmatrix}$$

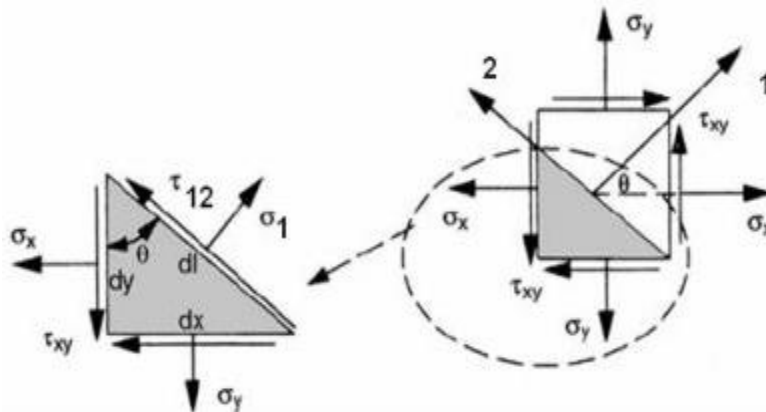
La ecuación para la transformación de esfuerzos se define de la siguiente forma:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = [T\sigma] \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ T_{XY} \end{Bmatrix}$$

Del análisis de equilibrio de esfuerzos en el volumen se obtiene la matriz de transformación. La explicación se expone en la siguiente figura:

Figura 9

Transformación de esfuerzos a través de los sistemas x-y y 1-2



Nota. La imagen explica la matriz de transformación de esfuerzos. Imagen recuperada de Diseño de estructuras tipo cáscara basada en materiales compuestos laminares, utilizando elementos finitos (Olmedo, 2008)

Cálculo de transformación de esfuerzos:

$$\sum F_1 = \sigma_1 \cdot (t \cdot dl) - \sigma_x \cdot (t \cdot dx) \cdot \text{sen}(\theta) - T_{xy} \cdot (t \cdot dx) \cdot \text{cos}(\theta) - T_{xy} \cdot (t \cdot dy) \cdot \text{sen}(\theta) = 0$$

Despejar σ_1 :

$$\sigma_1 = \sigma_x m^2 - \sigma_y n^2 + 2 \cdot \tau_{xy} m \cdot n$$

La matriz de transformación T_σ para las tres dimensiones de los ejes se presenta de la siguiente forma:

$$[T_\sigma] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 0 & 0 & 0 & 2 \cdot m \cdot n \\ n^2 & m^2 & 0 & 0 & 0 & -2 \cdot m \cdot n \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n & m & 0 \\ -m \cdot n & m \cdot n & 0 & 0 & 0 & m^2 - n^2 \end{bmatrix}$$

El vector de esfuerzos se obtiene a través del vector de desplazamiento de la siguiente manera:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = [Q] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix}$$

A partir del cual se puede reemplazar las ecuaciones de $[T_\varepsilon]$, $[T_\sigma]$ y $[Q]$ obteniéndose:

$$[T_\sigma] \cdot \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [Q] \cdot \left[[T_\varepsilon] \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \right]$$

Despeje:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = [T\sigma]^{-1}[Q][T\varepsilon] \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

Para obtener la $[\bar{Q}]$ (matriz de rigidez reducida Transformada) se multiplica las siguientes matrices:

$$[\bar{Q}] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 0 & 0 & 0 & 2.m.n^{-1} \\ n^2 & m^2 & 0 & 0 & 0 & -2.m.n \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n & m & 0 \\ -m.n & m.n & 0 & 0 & 0 & m^2-n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 0 & 0 & 0 & m.n \\ n^2 & m^2 & 0 & 0 & 0 & -.m.n \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & n & m & 0 \\ -2m.n & 2m.n & 0 & 0 & 0 & m^2-n^2 \end{bmatrix}$$

De esta operación se obtiene la siguiente ecuación constitutiva:

$$\begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{13} & \bar{Q}_{11} & 0 & 0 & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{23} & \bar{Q}_{12} & 0 & 0 & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{13} & \bar{Q}_{23} & \bar{Q}_{33} & \bar{Q}_{13} & 0 & 0 & \bar{Q}_{36} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{44} & \bar{Q}_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{Q}_{45} & \bar{Q}_{55} & 0 \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{36} & \bar{Q}_{36} & 0 & 0 & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

La definición de cada elemento de \bar{Q} se expone a continuación:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}.m^4 + 2.(Q_{12} + 2.Q_{66}).m^2.n^2 + Q_{22}.n^4$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - Q_{66}).m^2.n^2 + Q_{12}.n^4$$

$$\bar{Q}_{13} = Q_{13} \cdot m^2 + Q_{23} \cdot n^2$$

$$\bar{Q}_{16} = Q_{11} \cdot m \cdot n^3 + Q_{11} \cdot m^3 \cdot n - (Q_{12} + 2 \cdot Q_{66}) \cdot m \cdot n \cdot (m^2 - n^2).$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11} \cdot n^4 + 2 \cdot (Q_{12} + 2 \cdot Q_{66}) \cdot m^2 \cdot n^2 + Q_{22} \cdot n^4$$

$$\bar{Q}_{23} = Q_{13} \cdot n^2 + Q_{23} \cdot m^2$$

$$\bar{Q}_{26} = -\bar{Q}_{22} \cdot m^3 \cdot n + \bar{Q}_{11} \cdot m \cdot n^3 + (\bar{Q}_{12} + 2 \cdot \bar{Q}_{66}) \cdot m \cdot n \cdot (m^2 - n^2)$$

$$\bar{Q}_{33} = Q_{33}$$

$$\bar{Q}_{36} = (Q_{13} + Q_{23}) \cdot m \cdot n$$

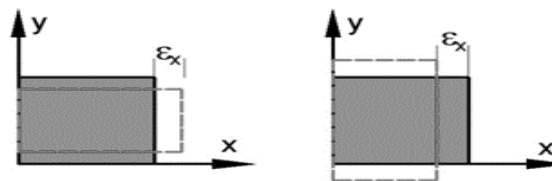
$$\bar{Q}_{44} = Q_{44} \cdot m^4 + Q_{55} \cdot n^2$$

Relación esfuerzo-deformación para esfuerzos planos

Se presenta cuando un elemento es sometido a la tracción, provocando deformación en la trayectoria del esfuerzo mientras que la contracción se genera de manera perpendicular. En caso de que el esfuerzo normal se tiene una compresión, donde se reduce en el mismo trayecto y se extiende en forma perpendicular.

Figura 10

Relación esfuerzo-deformación para esfuerzos planos



Nota. Representación gráfica de la relación esfuerzo-deformación para esfuerzos planos.

Imagen obtenida de Estados de Esfuerzos y deformaciones. (ULA, 2015)

Por lo tanto, la deformación unitaria normal derivada de la trayectoria y del esfuerzo que se presenta de forma perpendicular.

Modelamiento

Historia de la ingeniería inversa

Según Guillén (2016), la ingeniería inversa se deriva del surgimiento del comercio, debido a que cuando se estudiaba un producto para conocer el funcionamiento y la forma que fue construida con el fin de crear algo similar o mejorar. No obstante, el crecimiento de la ingeniería inversa se presentó en la Revolución Industrial, donde los inventores observaban los elementos creados por otras personas, es así que estudiaban de manera detallada para saber de la funcionalidad.

Por lo tanto, inició como la búsqueda de las características específicas del funcionamiento de un producto a través de un análisis profundo, pues se estudia todas las partes o elementos que conforman al elemento. Con esto se continúa con la transformación en un nuevo producto, donde se tiene similares o mejores características.

Escáner 3D

Función

El escáner 3D se encarga de capturar la forma y color de los objetos para el almacenamiento de los datos. Luego se genera una forma de puntos generada por la medición de distancia y ángulos, en este caso utilizan láser y junto con la cámara fotográfica, lo que permite registrar el objeto. Posteriormente, se genera un prototipo tridimensional del objeto. En otras palabras, la función de este equipo se basa en convertir un objeto real en virtual, manipulando mediante un software acorde para este tipo de proceso (SAMAT INGENIERÍA, 2019).

Figura 11*Escáner 3D*

Nota. Ejemplo de un escáner 3D. Imagen obtenida de SAMAT. (SAMAT INGENIERÍA, 2019)

Escaneo láser dinámico

En el escaneo láser dinámico se coloca el instrumento en la plataforma móvil, también se necesita de sistemas de posicionamiento como GPS. El láser dinámico se encuentra en aviones, para vehículos, entre otros (Lerma & Biosca, 2008).

Figura 12*Escáner láser dinámico*

Nota. Ejemplo de un láser dinámico. Imagen obtenida de Escáner láser 3D RTC360 (Geotop, 2020)

Aplicaciones

A continuación, presentamos las principales aplicaciones de escáner 3D:

Tabla 3

Aplicaciones de escáner 3D

Aplicaciones	Características
Entretenimiento	<ul style="list-style-type: none"> • Aplicada en el cine para recrear distintos escenarios. • Se escanean objetos físicos como la Catedral de Santiago para la producción en una película. • En videojuegos para escanear personajes.
Industrial	<ul style="list-style-type: none"> • Se aplican para controlar las dimensiones del objeto a fabricar. • Se escanean piezas y se fabrican en función de las dimensiones determinadas.
Patrimonio cultural	<ul style="list-style-type: none"> • Se escanean monumentos, documentos, entre otros para preservar la historia en las nuevas generaciones.
Documentación para construcción.	<ul style="list-style-type: none"> • Se escanean datos específicos de una construcción para verificar el funcionamiento de la estructura.

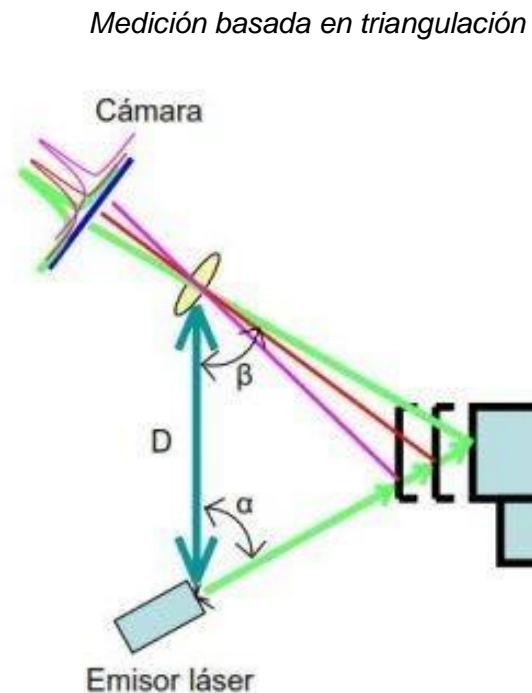
Nota. La tabla contiene las aplicaciones con sus características. Datos obtenidos de Escáner Láser: Qué es, ¿Cuáles son sus funciones, y que diferentes Tipos hay? (Geosystems S.L., 2019)

Mediciones

Mediciones basadas en triangulaciones

En las mediciones basadas en triangulaciones se tiene como emisor el láser y cámara con el fin de ubicar la proyección del haz, por lo que deben tener un ángulo constante para el cálculo de los demás lados del triángulo, con esto se tiene la distancia del objeto. En este caso se requiere de un láser de línea, cámaras y software. Es así que al colocar la cámara en un ángulo determinado en relación al láser y con el software se tiene los puntos requeridos (Geosystems S.L., 2019).

Figura 13



Nota. Imagen obtenida de Escáner Láser: Qué es, ¿Cuáles son sus funciones, y que diferentes Tipos hay? (Geosystems S.L., 2019)

Escáner manual

El escáner manual permite digitalizar documentos y fotografías para almacenar en un dispositivo, por lo que solo se presiona el botón de encendido, digitaliza y se desliza por la superficie del documento o fotografía, esto se guarda en una tarjeta (Avision Inc., 2019).

Figura 14

Escáner manual



Nota. Ejemplo de un escáner manual. Imagen obtenida de Escáner de mano: (Avision Inc., 2019)

Reconstrucción de superficies a partir de nube de puntos

Normales

Para Hernández (2015) la reconstrucción de superficies a partir de nube de puntos normales representa un vector de forma perpendicular ubicado en un plano, donde se aplica sombreado al modelo a través del estudio de los ángulos de incidencia y reflexión de

luz. Cuando una nube de puntos dispone de datos normales es útil en la visualización porque se puede emplear tanto en la parte del frente y extrema de la superficie.

Para calcular el vector normal relacionado con un plano se aplica las siguientes fórmulas:

$$N_x = \sum_{i=1}^n (y_i - y_j) * (z_i - z_j)$$

$$N_y = \sum_{i=1}^n (z_i - z_j) * (x_i - x_j)$$

$$N_z = \sum_{i=1}^n (x_i - x_j) * (y_i - y_j)$$

Triangulares

La reconstrucción de superficies a partir de nube de puntos triangulares se trata de uniones de varios puntos cercanos que permite generar polígonos (Hernández, 2015).

Relación de vértices de un triángulo

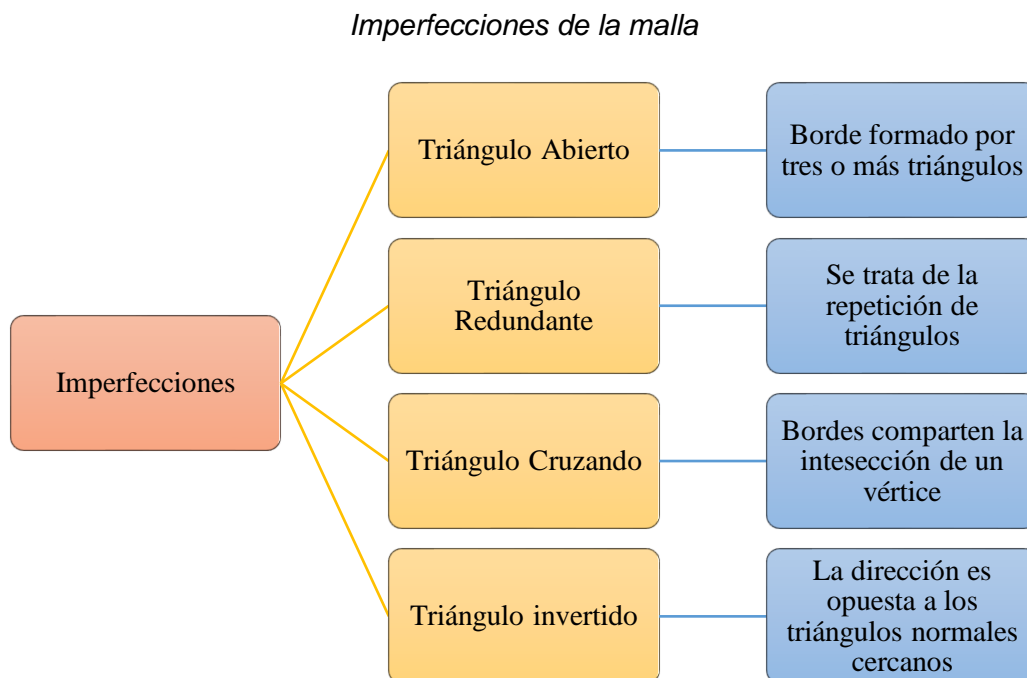
En este caso la relación entre base altura no debe ser grande, pues, lo que se requiere es formar un triángulo equilátero (Hernández, 2015).

Malla

La malla se refiere a la unión de polígonos que representan un objeto formado desde una nube de información o datos CAD. Cabe mencionar que si las mallas están

formadas por nube de puntos se genera varias imperfecciones, lo cual se detalla a continuación:

Figura 15



Nota. El gráfico explica la clasificación de las imperfecciones. Obtenido de Reconstrucción de superficies a partir de nubes de puntos obtenidas con métodos fotogramétricos (Hernández, 2015).

Resolución de mallas

Con la resolución de mallas se aprecia los detalles de un objeto. No obstante, aunque una alta resolución es visualmente mejor, pero es complicado gestionar el software mientras que con un bajo nivel no se presenta el mismo problema. Es importante con características adecuadas con poca cantidad de triángulos, es así que la curvatura está directamente vinculada y proporcionada al número de triángulos (Hernández, 2015).

Región

En cuanto a la región representa el conjunto de caras agrupadas que poseen igual características, estos permiten seleccionar el área de interés para extraer las superficies (Hernández, 2015).

Sistemas CAD/CAM

Definición

Los sistemas CAD/CAM (Diseño Asistido por Computadora/Fabricación Asistida por Computadora) representan tecnologías para la gestión de computadoras con el fin de ejecutar acciones para crear, modificar, analizar y optimizar un diseño. Por lo tanto, permite diseñar utilizando un software una pieza mediante fabricación asistida, es así que usa sistemas informáticos como hardware y software para optimizar un producto, así como la planificación y control de las operaciones empleadas en la fabricación (Carrasco J. , 2006).

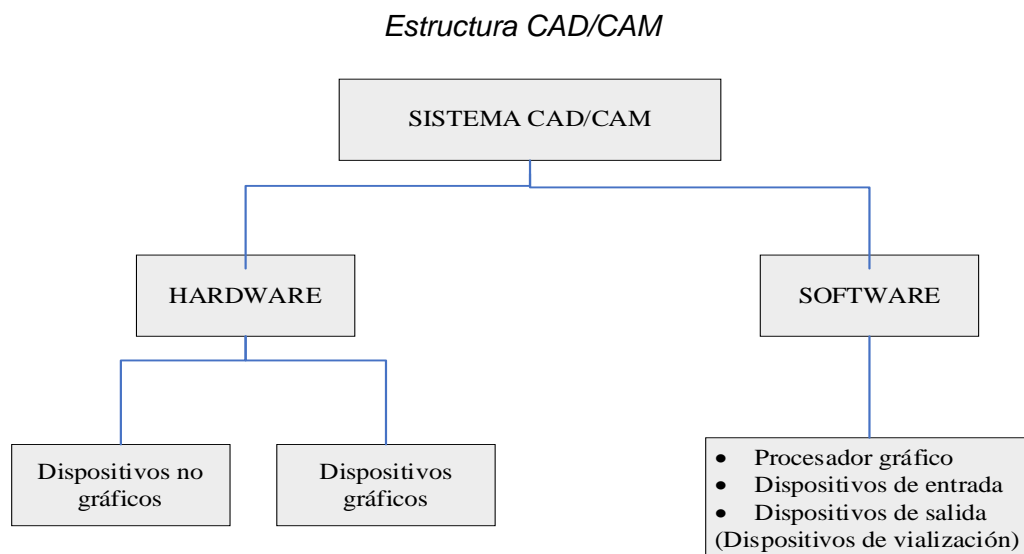
Los hechos más importantes de la evolución de los sistemas CAD/CAM se describen a continuación:

- En los años 50s – 60s, la computadora es muy grande y es cara, se tiene una pantalla gráfica en MIT, cada empresa diseña el sistema CAD, lápiz óptico, diseño de las primeras pantallas con gráficos interactivos que se emplean en la aeronáutica, automovilística, entre otros.
- Para los años 70s se desarrolla minicomputadoras, se identifican los primeros sistemas 3D.

- A inicios de los 80s se aumenta la potencia a 32 bits, aplicaciones CAD que tiene un alto costo y aumenta el interés por modelamiento en 3D.
- A finales de los 80s se crea el programa AutoCAD, bajan precios de computadoras y los sistemas de CAD poseen estaciones Unix.
- A principios de los 90s se presenta la automatización de los procesos industriales mediante técnica de diseño y se muestra estaciones de ordenador con nuevo modelado.
- A finales de los 90s y siglo XXI se utiliza internet e intranet para conectarse, bajo costo del hardware, mejora la potencia de las aplicaciones (Universidad de Valencia, 2015).

La estructura general de los sistemas CAD/CAM se muestra a continuación:

Figura 16



Nota. Esquema del sistema CAD/CAM estructurado en hardware y software. Obtenido de El Diseñador Industrial asistido por computadora, para la innovación de su trabajo en Guatemala, por la Universidad Rafael Landívar.(Castillo, 2006)

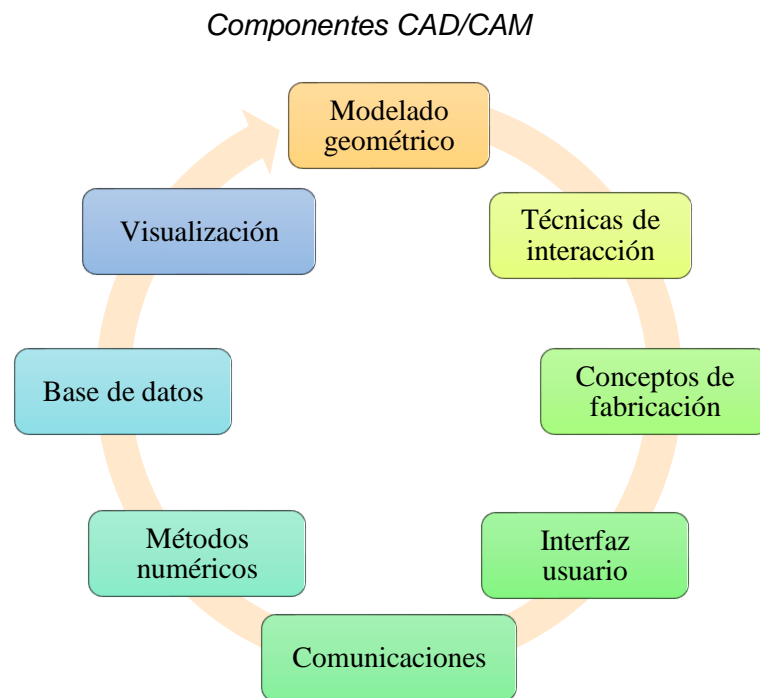
Este tipo de sistema presenta las siguientes ventajas:

- Disminución de tiempo en los procesos.
- Eficacia en los procesos de diseño.
- Posibilita lanzar al mercado el producto en menor tiempo.
- Permite desarrollar productos de calidad y rendimiento.
- Inspección contante de los procesos para la implementación de soluciones
- Oportunas
- Mayor productividad en el diseño.
- Los datos se transfieren mediante internet.
- Posibilidad se realizar simulación de los productos desarrollados.
- Permite aplicar la ingeniería de forma precisa.
- Ofrecen la estandarización.
- Mayor flexibilidad en el proceso de desarrollo.
- Disminución de control y desechos generados en la fabricación (Castillo, 2006).

Componentes

De acuerdo con McMahon y Browne (2018) los componentes de CAD/CAM son los siguientes:

Figura 17



Nota. El gráfico contiene todos los componentes del sistema. Fuente y Elaboración:

(McMahon & Browne, 2018)

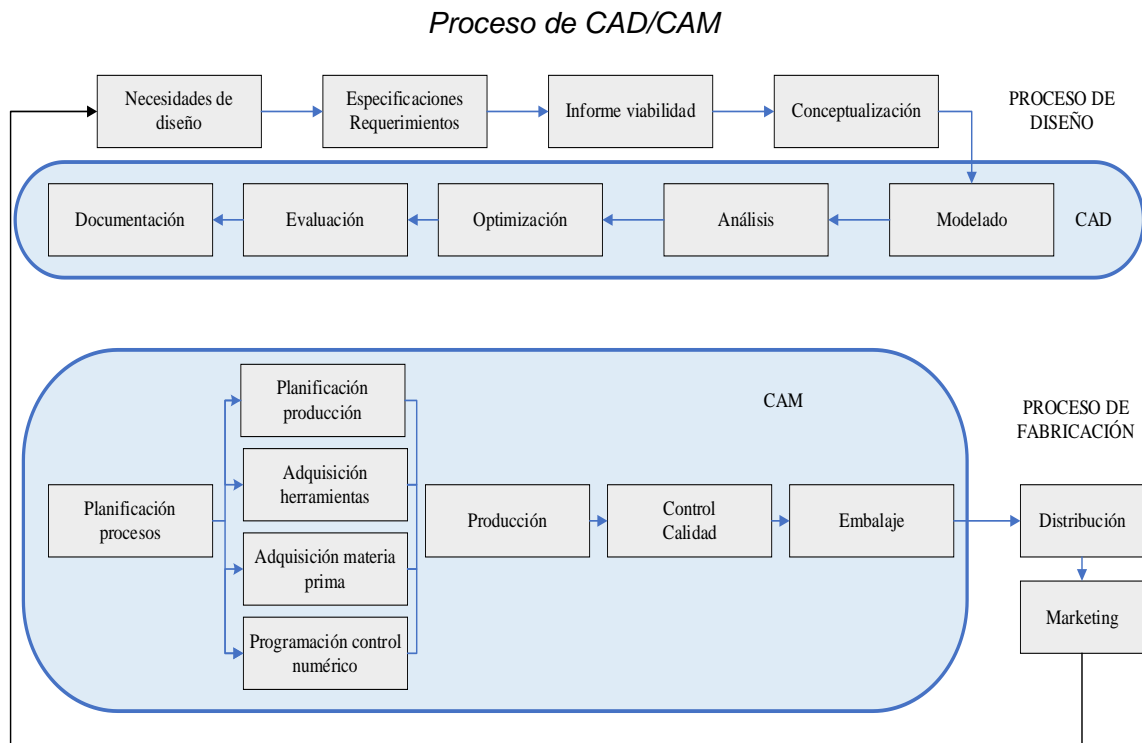
- **Modelado geométrico:** Se refiere el método para representar entidades geométricas como alámbricos (áreas, volumen, masa), superficies (carrocerías, zapatos, personajes) y sólidos (piezas, envases, moldes).
- **Técnicas de interacción:** Representan el soporte del ingreso de los datos geométricos, utilizando las técnicas de posicionamiento y selección. La primera técnica se emplea en el ingreso de coordenadas (2D – 3D) y la segunda ayuda en la identificación del componente.

- Conceptos de fabricación: Se trata de la utilización de maquinaria, herramientas y materiales para manejar aplicaciones relacionadas con la programación.
- Interfaz usuario: El diseño depende la eficiencia de la herramienta para una interfaz adecuada.
- Comunicaciones: Permiten la interconexión de todos los componentes o dispositivos del sistema CAD/CAM.
- Métodos numéricos: Se refieren a cálculos utilizados para ejecutar aplicaciones de estudio y simulación.
- Base de datos: Ayuda en el almacenamiento de los datos de modelo, diseño, resultados del análisis y fabricación.
- Técnicas de visualización: Permiten generar imágenes, donde los algoritmos se relacionan con el tipo de modelo como la técnica 2D o a través del trazado de rayos que facilitan la iluminación de una edificación.

Proceso de diseño y fabricación CAD/CAM

El proceso de diseño y fabricación mediante el sistema CAD/CAM se detalla a continuación:

Figura 18



Nota. Tanto el proceso de diseño como el proceso de fabricación conforman el proceso de CAD/CAM. Recuperado de Caracterización del material compuesto del borde de ataque del avión A-29 (Carvajal A. B., 2020)

Para la producción a través del sistema CAD/CAM se debe realizar lo siguiente:

- Dibuja la pieza en 3D.
- Procesar en CAM la forma de la pieza.
- Elaborar el proceso para mecanizado, distribuyendo en diferentes actividades.
- Seleccionar la herramienta para el mecanizado, así como los parámetros que permita la ejecución del mecanizado.
- Seleccionar la estrategia de mecanizado adecuada.

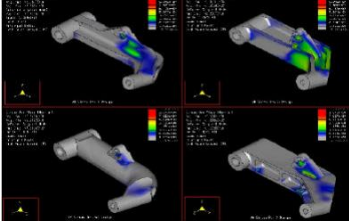
- Realizar simulación de trayectorias.
- Post procesar el software en lenguaje adecuado.
- Los programas se transfieren a la máquina a través de la red.
- Sujetar la pieza, seleccionar la pieza y anclar las herramientas.
- Realizar mecanizado.
- Verificar que la pieza cumple con las especificaciones de calidad y requeridas.

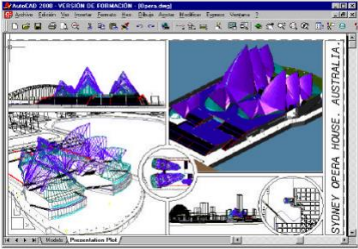
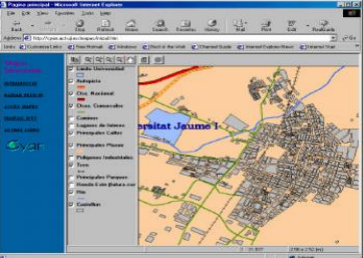
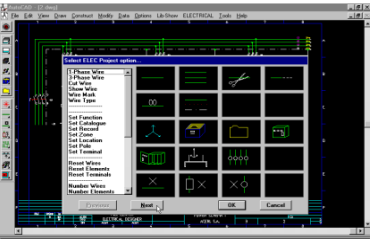
Aplicación

Los sistemas CAD/CAM se pueden aplicar en diversos campos, tal como se describe de la siguiente manera:

Tabla 4

Aplicación de sistemas CAD/CAM

Área	Descripción
<p>Mecánica</p> 	<ul style="list-style-type: none"> • Librería de piezas • Modelado – simulación de moldes • Fabricación de prototipos • Simulación de programas de control numérico y robots

Área	Descripción
<p data-bbox="298 279 716 310">Arquitectura e Ingeniería Civil</p> 	<ul style="list-style-type: none"> <li data-bbox="915 279 1406 380">• Librería de elementos constructivos <li data-bbox="915 415 1406 516">• Diseño de interiores, arquitectónico y obra civil <li data-bbox="915 552 1143 583">• Presupuestos <li data-bbox="915 619 1256 651">• Cálculos y mediciones
<p data-bbox="298 693 841 789">Sistemas de Información Geográfica y Cartográfica</p> 	<ul style="list-style-type: none"> <li data-bbox="915 693 1406 793">• Generación de mapas y datos geográficos. <li data-bbox="915 829 1214 861">• Estudio topográfico <li data-bbox="915 896 1073 928">• Catastro <li data-bbox="915 963 1227 995">• Planificación urbana
<p data-bbox="298 1161 760 1192">Ingeniería Eléctrica y Electrónica</p> 	<ul style="list-style-type: none"> <li data-bbox="915 1161 1260 1192">• Librerías normalizadas <li data-bbox="915 1228 1406 1329">• Diseño de circuitos, placas e instalaciones eléctricas. <li data-bbox="915 1365 1256 1396">• Simulación de diseños <li data-bbox="915 1432 1328 1463">• Programar control numérico

Nota. La tabla resume las aplicaciones del sistema CAD/CAM en las distintas áreas.

Recuperado de la Introducción al CAD/CAM por parte de la Universidad de Valencia, 2013.

Capítulo 3 Modelamientos y simulaciones

Escaneo 3D

Técnicas adecuadas de escaneo

Para el escaneo 3D consideramos la técnica de triangulación para determinar el nivel de profundidad que está la superficie del borde de ataque del avión A-29B Súper Tucano a través de la interpretación de la imagen obtenida por el haz del escáner, éste se captura en el dispositivo de acoplamiento por descarga (CCD).

Cuando está cerca de la superficie del sensor se muestra un desplazamiento de forma horizontal del espectro por la distancia del objeto, donde se tiene una posición específica del borde de ataque del avión A-29B Súper Tucano. Al ubicarse en posición cilíndrica (Y, α) y radio (r) se tienen tres coordenadas, con esto construimos virtualmente la cantidad de puntos de la superficie.

Para el escaneo utilizamos el software FEM (Geomagic for SolidWorks), por lo que previamente instalamos el programa mediante el siguiente procedimiento:

- Ingresar a la página oficial: <https://gomeasure3d.com/geomagic-for-solidworks/>
- Seleccionar el programa y descargar el software.
- Una vez descargado se procede a ejecutar como administrador.
- Seleccionar idioma y aceptar para continuar con el proceso de instalación.
- Presionar siguiente, aceptar términos, continuar y siguiente.
- Seleccionar la versión completa y siguiente.
- Seleccionar carpeta e instalar.

- Activar software.

Para el escaneo aplicamos el programa SolidWorks, por lo que calibra el sistema, donde se especifica las variables requeridas para el proceso. El objeto se coloca en una superficie o plataforma para comenzar con la digitalización, es así que el programa captura las coordenadas de cada punto requerido, verificando los datos con la finalidad de enviar los puntos a otros programas con el fin de generar gráficos y reconstruir las superficies.

Escaneo del borde de ataque del avión A-29B Super Tucano

Para el proceso de escaneo del borde de ataque del avión se utilizó las siguientes equipos y materiales:

Tabla 5

Materiales y equipo

Recursos

Laptop



Borde de ataque LH A-29B

Escáner 3D marca Creafom.

**Puntos de posicionamiento
(Positioning Targets) marca
Creafom.**

Nota. Esta tabla contiene todos los materiales y equipos que se utilizaron en el proceso.

Además, incluimos el software CAD (GeoMagic X PRO). El proceso para escaneo del borde de ataque de avión se detalla a continuación:

- Una vez que contamos con los materiales y equipos necesarios procedemos a realizar la limpieza del borde de ataque del avión A-29B, lo que facilita el escaneado.

Figura 19*Limpieza del borde de ataque*

Nota. En la imagen se observa el proceso de limpieza del borde de ataque.

- Colocamos los puntos de fijación (posicionamiento) en el borde en estudio.

Figura 20*Colocación puntos de fijación*

Nota. En la imagen se puede observar la colocación de puntos de fijación en el borde de ataque

- Con el equipo de posicionamiento de objetivos procedemos a escanear el borde de ataque.

Figura 21

Escaneado del borde de ataque



Nota. Una vez posicionado, se procede al escaneado, tal como se aprecia en la imagen.

- Posteriormente, el equipo de escaneo transfiere los datos a la computadora, procesando la información.

Figura 22

Obtención de la información



Nota. Se transfieren los datos, tal como se aprecia en la imagen.

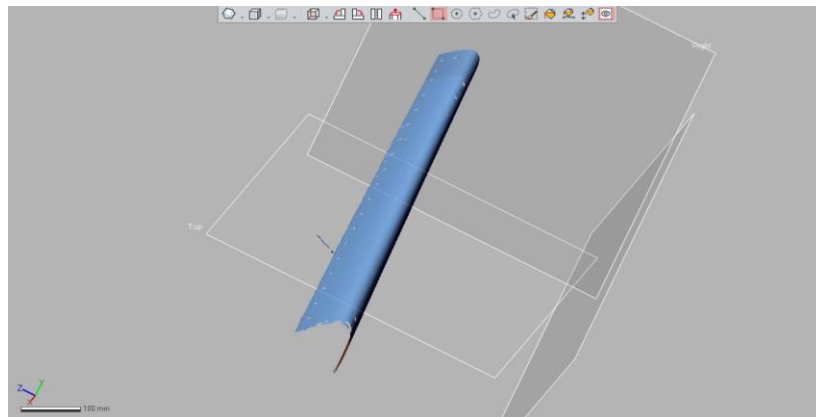
Limpieza de nube de puntos

Para la limpieza de la nube de puntos escaneados aplicamos el siguiente procedimiento:

- A los datos de la nube de puntos importada no se ha realizado la limpieza, por lo que tienen puntos escaneados no requeridos, así como agujeros, superficies no lisas, entre otros.

Figura 23

Datos de la nube de puntos sin limpieza

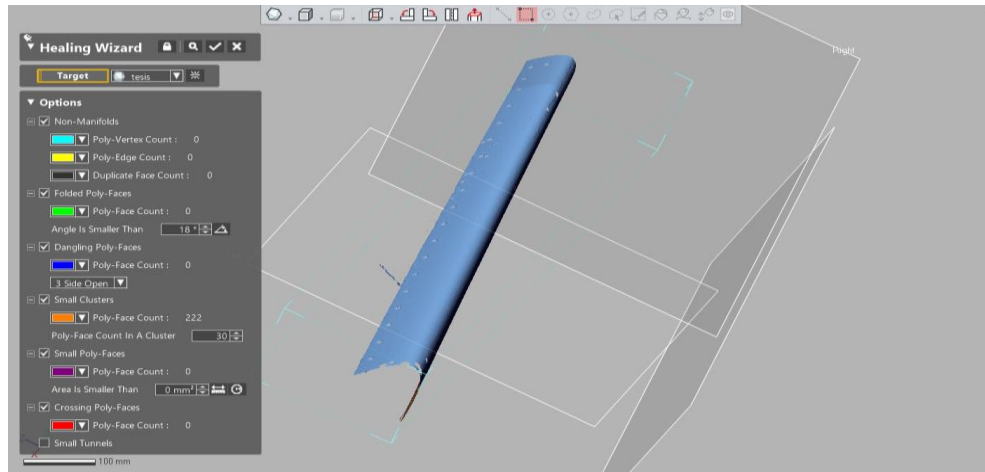


Nota. El gráfico representa la nube de puntos previa a la limpieza.

- Luego seleccionamos la opción *healthy wizard* para eliminar los puntos innecesarios de manera automática, es decir, el software selecciona automáticamente los puntos a descartar.

Figura 24

Eliminación automática de puntos

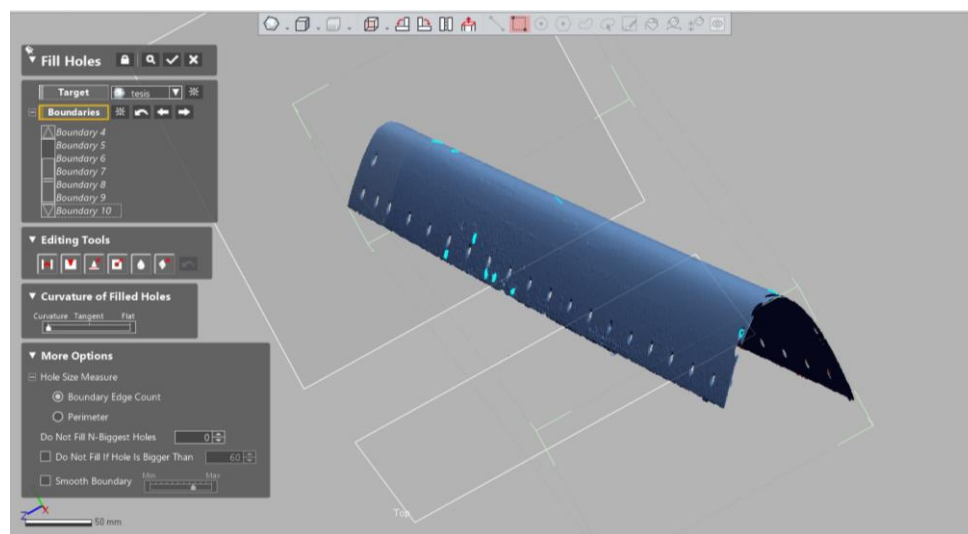


Nota. El software elimina automáticamente los puntos innecesarios.

- Después, escogemos la opción *fill holes* para rellenar los agujeros formados en el proceso de escaneo.

Figura 25

Rellenar agujeros

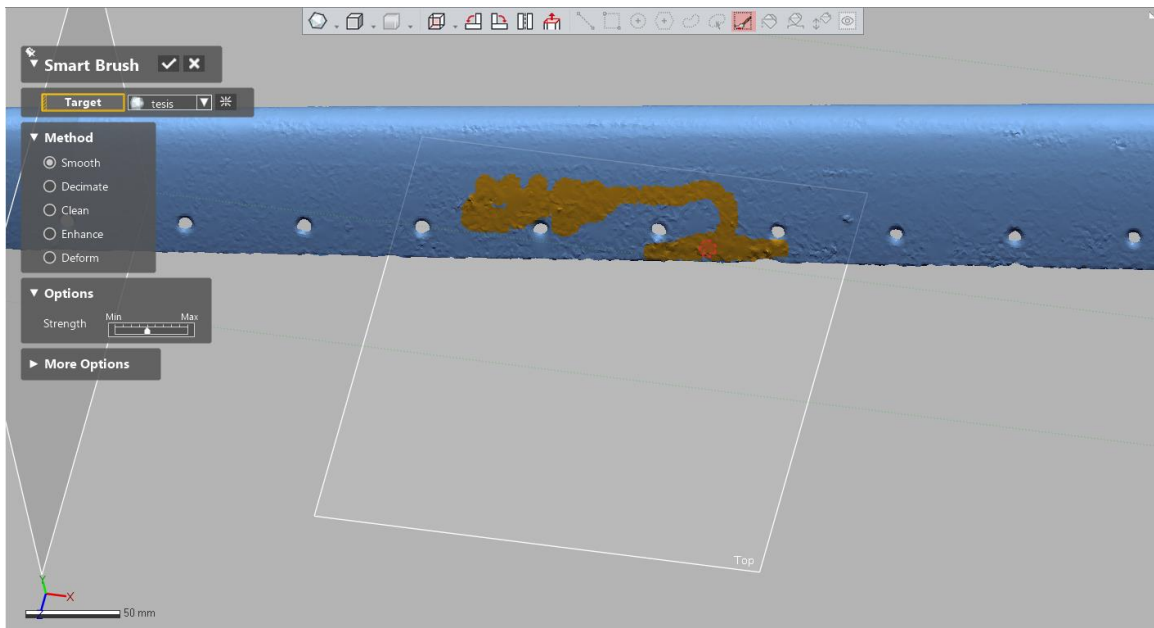


Nota. Se observa cómo se rellenan los agujeros que se formaron durante el escaneo.

- Con el *Smart brush* procedemos a suavizar la superficie donde se presente apariencias rugosas.

Figura 26

Suavizado de superficies

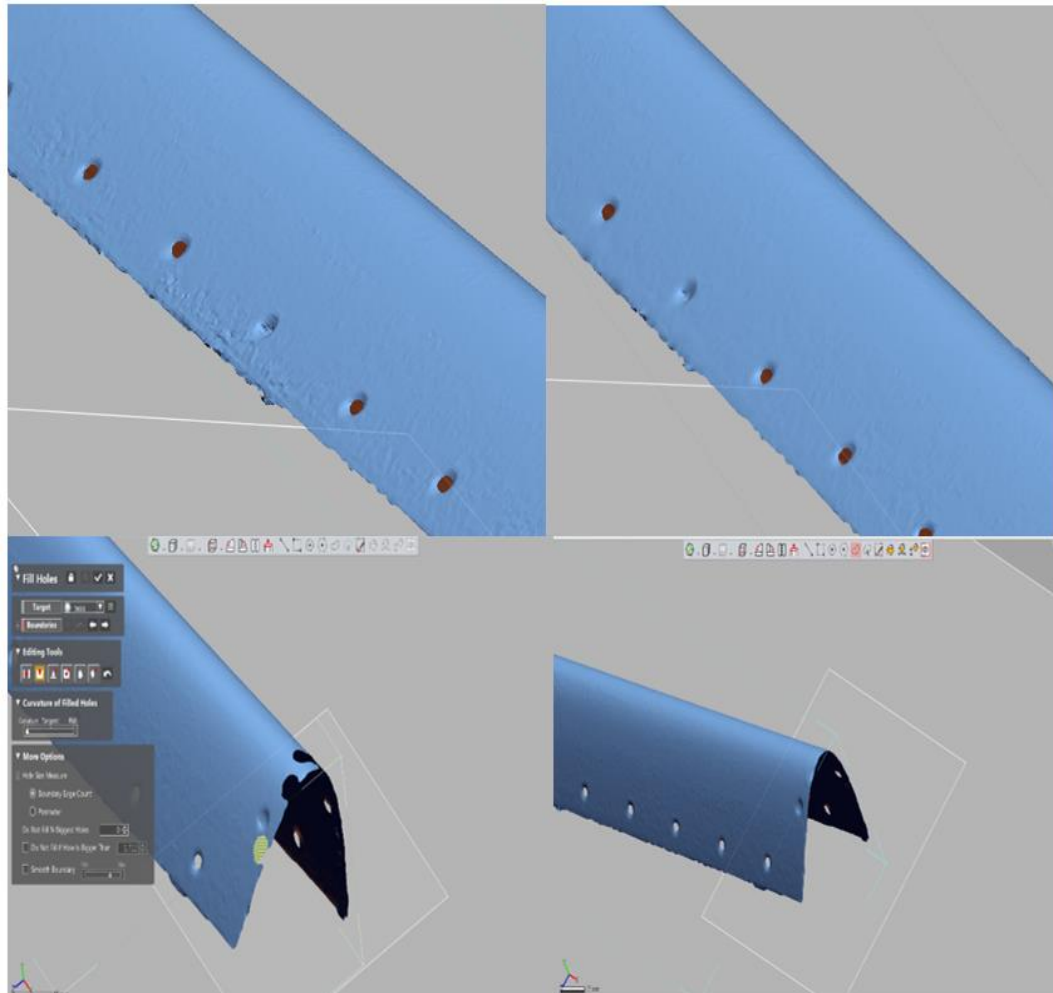


Nota. Se aprecia el suavizado de superficies donde se observa apariencias rugosas.

- Luego en la opción *fill gulls* rellenamos los agujeros de los extremos, especialmente cuando no tienen una forma continua.

Figura 27

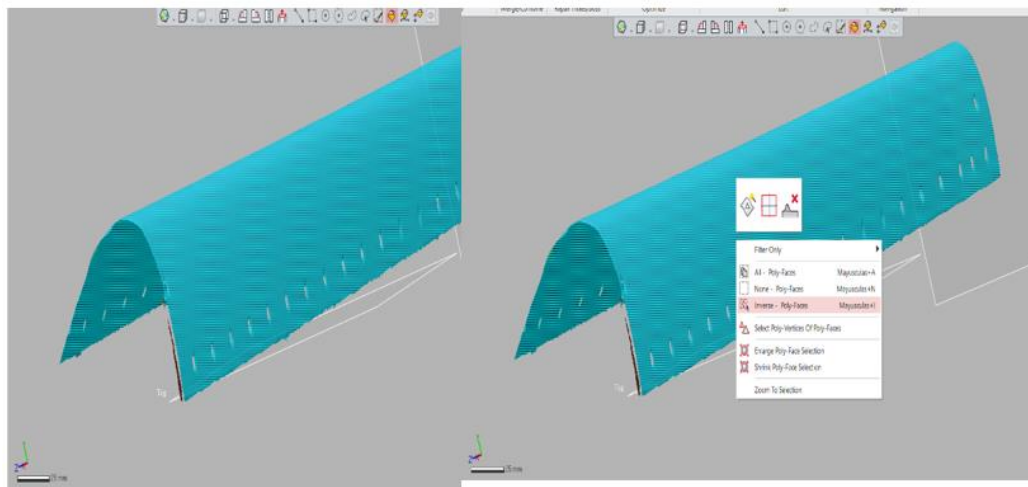
Rellenar agujeros de los extremos



Nota. La imagen muestra el relleno de agujeros gracias a la opción *fill gulls*.

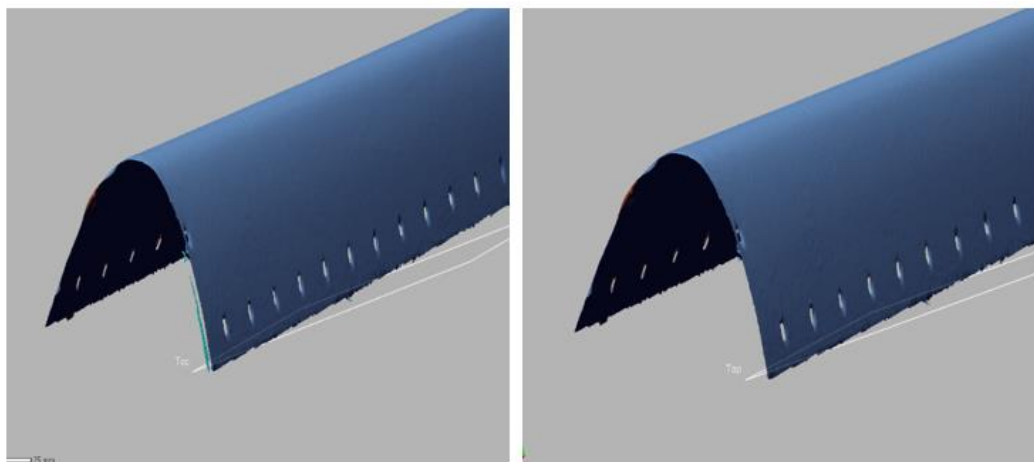
- Cabe mencionar que cuando se escanea se puede presentar puntos flotantes que no forman parte o se unen al objeto. Si se aplica mallado sin eliminar los puntos flotantes puede generar mallas con errores. Para evitar esto se debe escoger el objeto e ir a la opción *inverse*. Lo que permite eliminar los puntos que no pertenecen al mismo, este proceso se puede emplear varias veces.

Figura 28

Puntos flotantes

Nota. Se observan los puntos flotantes que no forman parte o se unen al objeto.

Figura 29

Eliminación de puntos flotantes

Nota. Los puntos flotantes se eliminan gracias a la opción *inverse*.

Software CAD para transformación de la nube de puntos

Uso del software CAD

El software CAD (Solid Works) permite dividir en millones de pequeñas partes para calcular los resultados que se requiere. El uso de este software se explica a continuación:

- Para crear un elemento se debe ir al menú archivo – nuevo y seleccionar pieza.
- Luego se dibuja la pieza, haciendo clic en la pestaña boceto.
- Seleccionar el plano, herramienta de forma y dibujar el boceto a lado del modelo.
- Elegir la opción dimensión inteligente y clic en la línea del dibujo para ingresar el tamaño de la misma.
- Incluir profundidad para la pieza.
- Ir a la opción características y seleccionar la base de extrusión, luego se ingresa el tamaño y clic en la marca de verificación para aceptar la opción seleccionada.
- Añadir corte, por lo que se escoge la parte de la pieza que se desea eliminar, haciendo clic en la opción corte extruido, dibujando una forma del perfil, ingresando la distancia del corte y aceptar el corte determinado.
- Para diseñar un conjunto de parte se selecciona nuevo documento y ensamble, dando clic en insertar componentes.
- Escoger las piezas y colocar en el tablero de trabajo.
- Para unir las partes se debe escoger las caras de la pieza y clic en la pestaña de ensamble – encajar.
- Escoger el tipo de ensamble y aceptar los cambios.

El proceso de diseño en el software CAD es el siguiente:

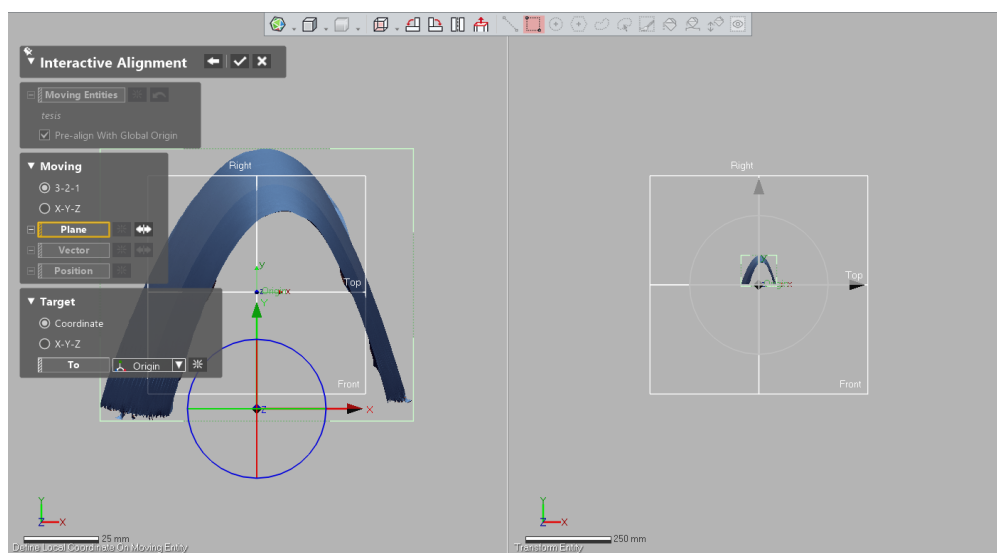
- Identificar los requerimientos.
- Conceptualizar el modelo según los requerimientos.
- Desarrollar el modelo.
- Analizar modelo.
- Diseño de prototipo.
- Construcción.
- Editar modelo.

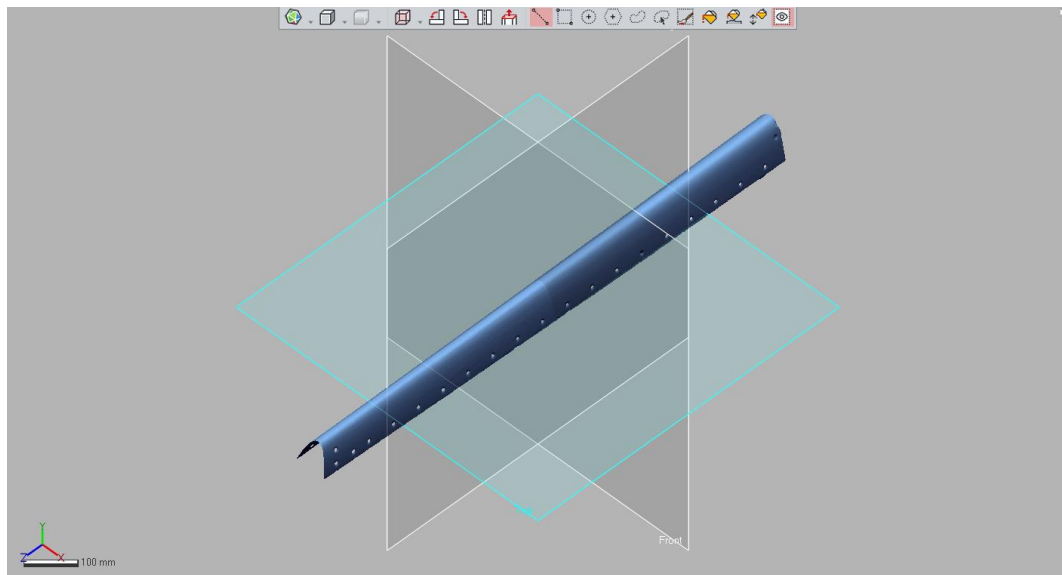
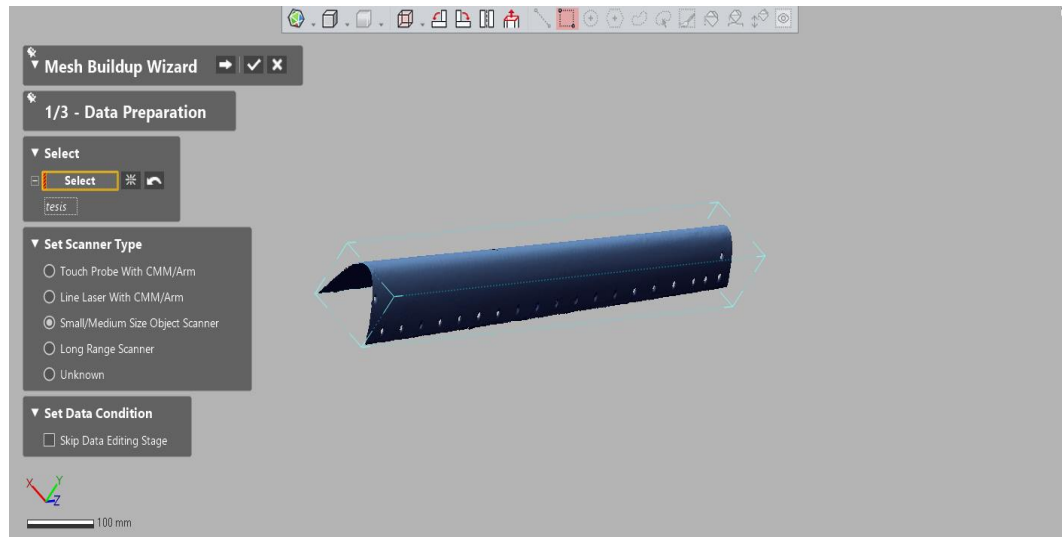
Importación de datos

- Una vez eliminado los puntos, es importante que los bordes estén rectos, por lo que se debe cortar una parte de los bordes, luego se alinea a un sistema de coordenadas que determina el objeto escaneado.

Figura 30

Determinación de bordes rectos

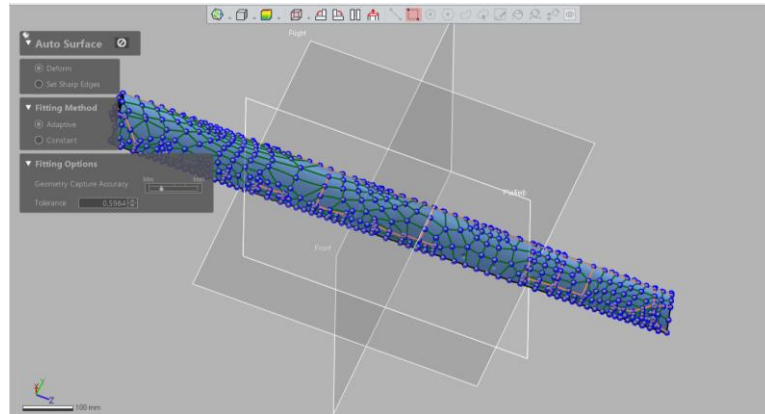




Nota. Las figuras plasman la disposición de los bordes rectos, alineado a un sistema de coordenadas.

- Luego de eliminar los excesos y alinear los bordes procedemos a convertir en malla la nube de puntos, permitiendo la continuación del proceso de limpieza y la reconstrucción del objeto escaneado.

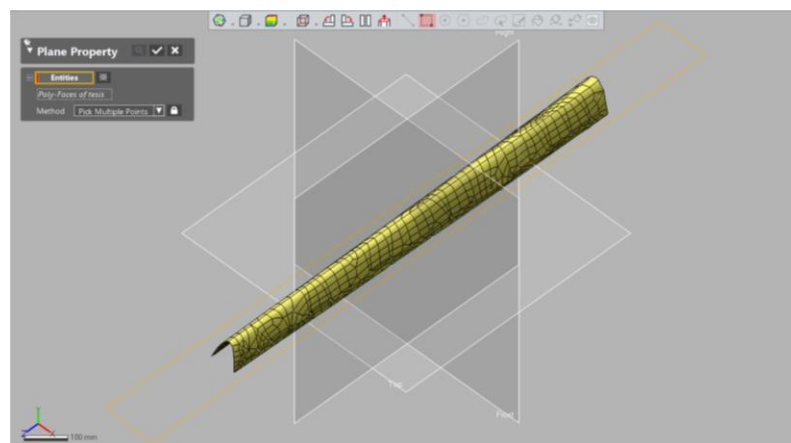
Figura 31

Conversión en malla la nube de puntos

Nota. La conversión de la nube de puntos en malla permite la continuación del proceso de limpieza y reconstrucción.

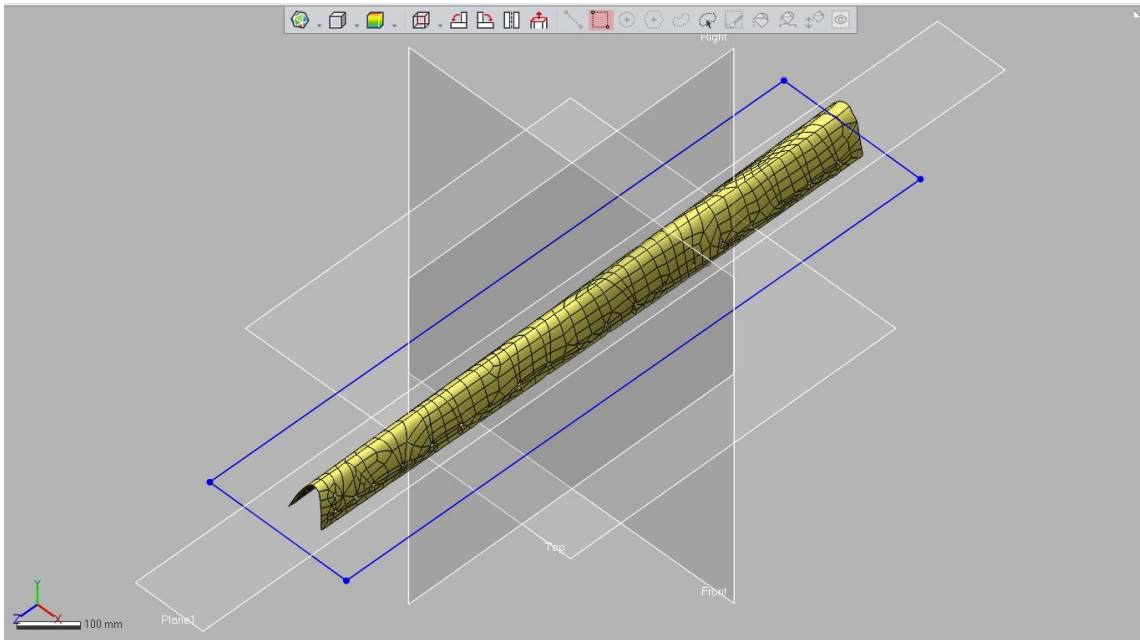
- Procedemos a crear un plano con la finalidad de cortar ligeramente la malla en los bordes. Con esto se diseña un sketch para cortar los bordes y al final se obtiene bordes completamente rectos.

Figura 32

Diseño de plano y sketch

Nota. La imagen demuestra el plano y el sketch para obtener los bordes

Figura 33

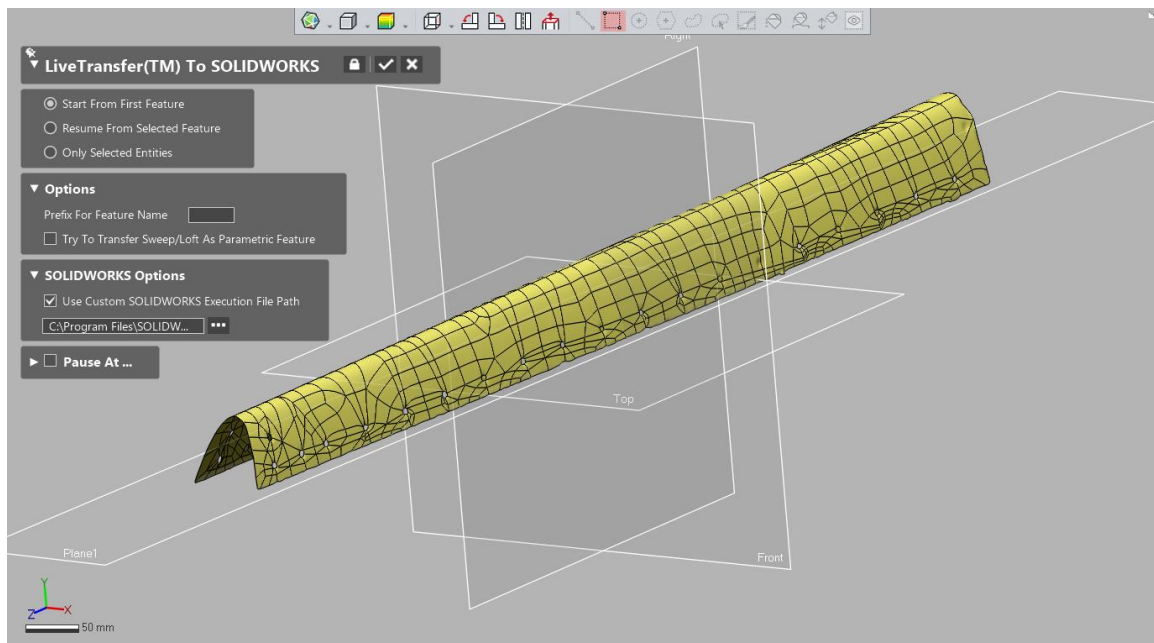
Plano para cortar la malla

Nota. El gráfico representa el diseño del plano que servirá para cortar la malla

- Posteriormente, importamos la malla al programa SolidWorks con el fin de realizar trabajos de acabado, pues, la interfaz resultante es amigable. Por lo que previamente se creó los planos de referencia que facilita el desarrollo en posteriores trabajos adicionales como la reconstrucción de los agujeros y la respectiva rectificación de los bordes.

Figura 34

Importación de malla de puntos



Nota. En la imagen se aprecia la importación de la malla de puntos al programa SolidWorks.

Cálculo de normales

Para crear objetos 3D sin datos de las caras aplicamos el cálculo de normales para los elementos de la región, ni recurrir a la triangulación. Por lo que identificamos los planos tangentes que permiten un acercamiento a la superficie para la estimación de los vectores normales. Seguidamente calculamos la parte central geométrica del plano con el fin de obtener la media de los puntos más próximos a la región.

Unión de nube de puntos

Para la unión de la nube de puntos con el programa aplicamos el siguiente procedimiento:

- Abrir los datos escaneados y exportados de la nube de puntos.
- Preparar la nube de puntos con la ayuda del asistente que permite generar la operación.
- Crear la nube de puntos a través de la opción vista de sección que se encuentra en la barra de herramientas Ver.
- Realizar croquis de las curvas (2D – 3D).
- Construir superficies en base a las curvas determinadas, para lo cual se considera el asistente que facilita la generación de curvas de sección y superficie.
- Analizar y refinar las superficies a través de análisis de desviación.
- Recortar y unir las superficies.
- Finalmente, creamos el modelo, es decir, unimos la nube de puntos o malla.

Reconstrucción de superficies

La reconstrucción de superficies la realizamos de la siguiente manera:

- Abrir el archivo de la nube de puntos y ejecutar el asistente para superficies a través de creación para la extracción.
- Elegir la superficie que se desea reconstruir, en la configuración de cara considerar en Bspline, donde se aprecia una superficie.

- Se debe girar el objeto para observar de forma directa la superficie.
- Escoger la opción visualizar análisis, donde se tiene la desviación entre la superficie y la nube de puntos.
- Se procede a mejorar la precisión de la superficie, empleando iteraciones para agregar curvas.
- Cambiar la posición mediante la modificación de la cantidad de curvas.
- Editar curvas y seleccionar dos ubicaciones para crear las mismas.
- Escoger la curva de lista para cambiar la posición.
- Disminuir la desviación mediante el incremento de la cantidad de líneas U y V.
- Reconstruir la superficie con el fin de añadir cambios en la misma y a la vez verificar el análisis.

Reducción de ruidos

Para la reducción de ruidos aplicamos la técnica de post procesamiento enfocado en el aprendizaje automático, lo cual ayudó a filtrar los ruidos que se genera debido al renderizado, es así que se disminuyó la cantidad de pases. El procedimiento aplicado se detalla a continuación:

- Seleccionar la pestaña de robot de cocina.
- Ir a herramientas en opciones seleccionar la opción área de visualización 3D.
- En eliminador de ruidos se escoge la opción de inicializar el eliminar de ruido y mostrar en la barra de herramientas principal, al final se acepta.
- Luego se activa el eliminador de ruido mediante el uso de la barra de herramientas.

- Seleccionar en herramientas de salida y renderizar, donde se configura a través de la disminución de pases a 50 y elegir activar eliminador.
- Comenzar con el renderizado y en una nueva pestaña se observa que el eliminador de ruido se encuentra activado.
- Una vez que se termina de renderizar se observa el tiempo transcurrido.
- Se tiene la imagen renderizada y se almacena de forma automática en la carpeta.
- Al seguir el vínculo de la carpeta se tiene las imágenes del eliminador de ruido activado y desactivado.

Cabe mencionar que con la opción de eliminador de ruido que ofrece el software se tiene una excelente calidad que al aplicar renderizado con pocos pases. Además, depende del equipo disponible y la escena a renderizar.

Procedimiento de obtención de información de daños

Según varios informes de daños realizados por el personal de aerotécnicos de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, los daños en el borde de ataque del avión A29-B ocurren a causa de impactos de pájaros en los bordes de ataque, estos eventos ocasionan fisuras y/o hundimientos.

Fisuras

Para el caso de las fisuras estas pueden ser:

- Fisuras no pasantes: El daño del material no ocurre en todo su espesor, es decir el daño se puede detectar únicamente por el lado convexo del borde de ataque.

- Fisuras pasantes: El daño atraviesa el material en todo su espesor, por lo que puede ser detectado por ambos lados del borde de ataque.
- Fisuras internas: Este daño no ocurre por impactos de pájaros, según los técnicos en mantenimiento de esta pieza, este daño puede ocurrir por alguna discontinuidad interna del borde de ataque y empeora debido a las vibraciones a las cuales es sometida la pieza durante un ciclo de vuelo.

Hundimientos

- Hundimientos con fisura: Si el impacto del pájaro es lo suficientemente fuerte puede generar una fisura acompañado de hundimientos.
- Hundimientos sin fisura: Debido a la elasticidad del material puede presentarse un hundimiento por deformación plástica sin llegar al límite de rotura.

Para determinar el procedimiento de medición de longitudes de una fisura y profundidad hundimiento, es menester mencionar que los procedimientos de reparación del borde de ataque del avión A-29B, los cuales realiza la Fuerza Aérea Ecuatoriana, únicamente corresponden a daños dentro de un área de 1 in^2 , para daños mayores se realiza el cambio total del componente comprometido, por este motivo es importante disminuir los errores humanos y de instrumentos que se realizan bajo una medición realizada en talleres o laboratorios. El procedimiento presentado nos llevará a disminuir al máximo estos errores y evitar el descarte de un componente apto para realizarle mantenimiento.

Medición de fisuras

Mediante el uso del software Geomagic Design X

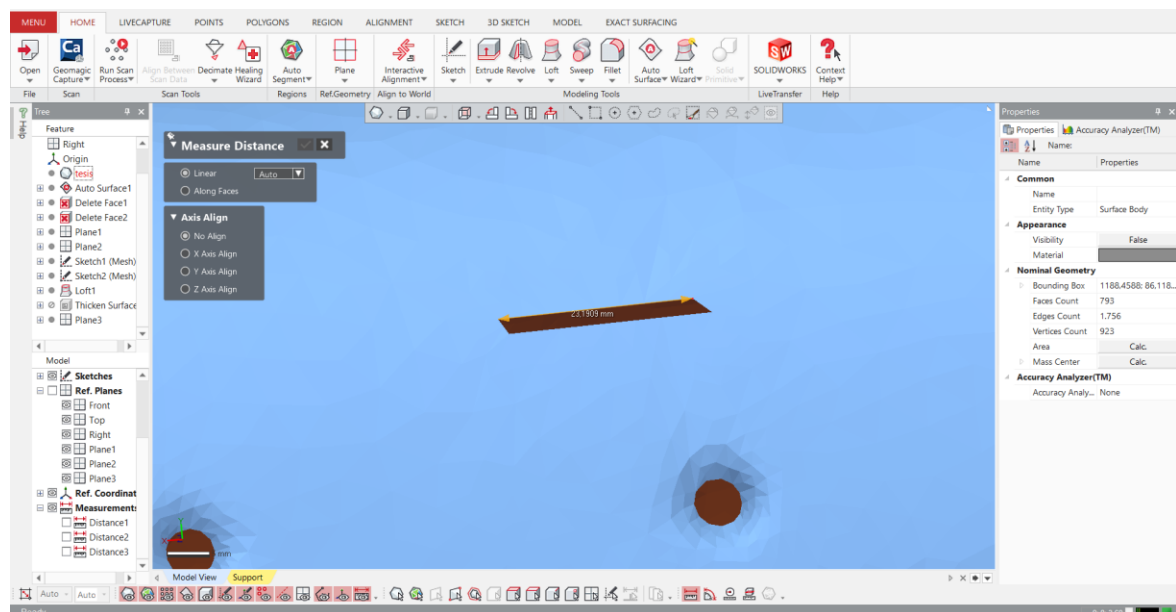
Existe una opción que permite medir cualquier distancia entre dos puntos, esta opción se puede encontrar fácilmente en la interfaz del software.

Toda fisura, sin importar la geometría de esta, debe contenerse dentro de un cuadrado de 1[in] x 1[in], para ser reparable con los procedimientos en los diferentes escuadrones.

Con la opción “medir” en el software Geomagic Desing X se puede obtener la medida de un punto a otro con una apreciación de 1 diez milésimas de milímetro, lo que hay que resaltar de esta opción es que se lo puede medir directamente de la nube de puntos.

Figura 35

Superficie escaneada

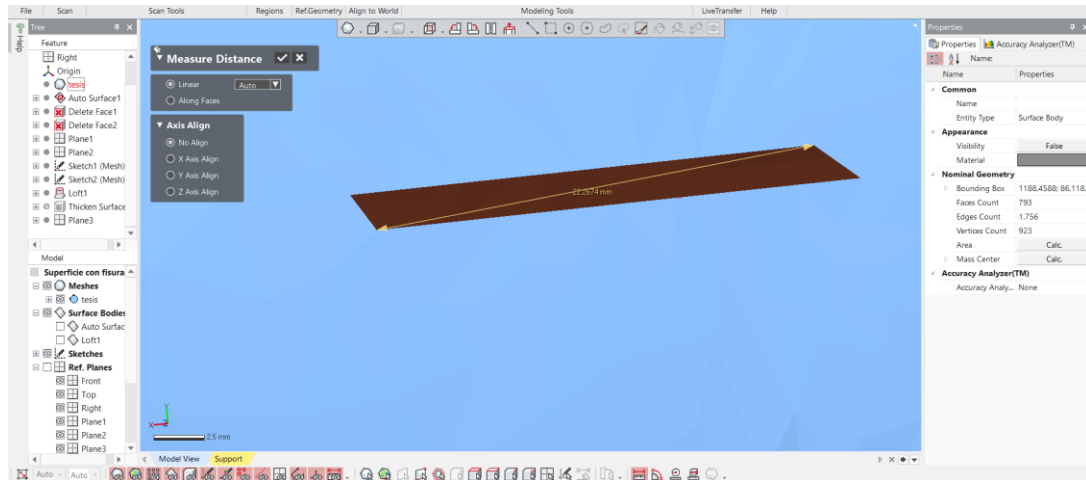


Nota. La imagen muestra el software Geomatic Desing X y la superficie escaneada.

Para medir la distancia más larga entre punto y punto es recomendable medir la fisura a sus puntos opuestos.

Figura 36

Medición de la fisura

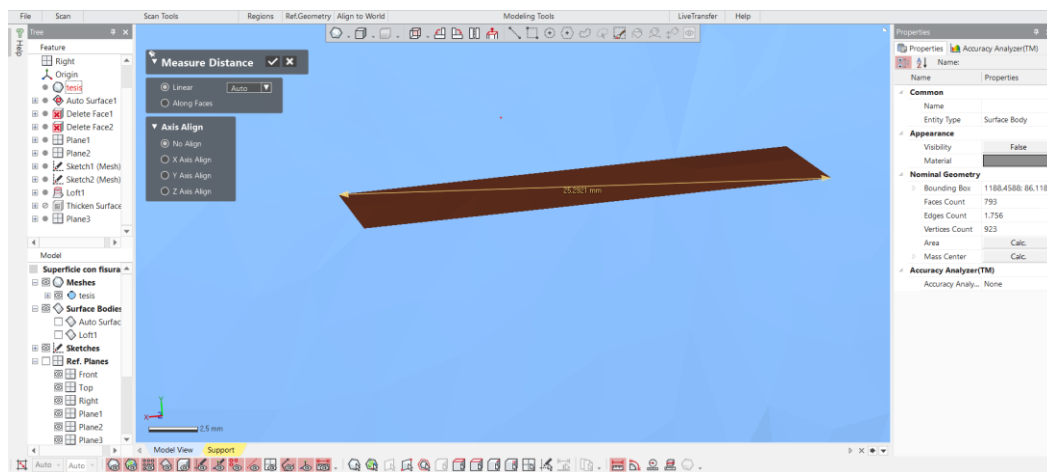


Nota. Se observa la medición de la fisura a sus puntos opuestos.

La fisura mide 22.2674 [mm]

Figura 37

Medición de la fisura en los puntos más alejados



Nota. En la imagen se observa la medición de la fisura en puntos más alejados.

La fisura mide 25.2921 [mm]

La medida de mayor longitud se considera la medida total de la fisura, es decir 25.292[mm], esta fisura sí puede ser reparada con los procedimientos aplicados en la FAE.

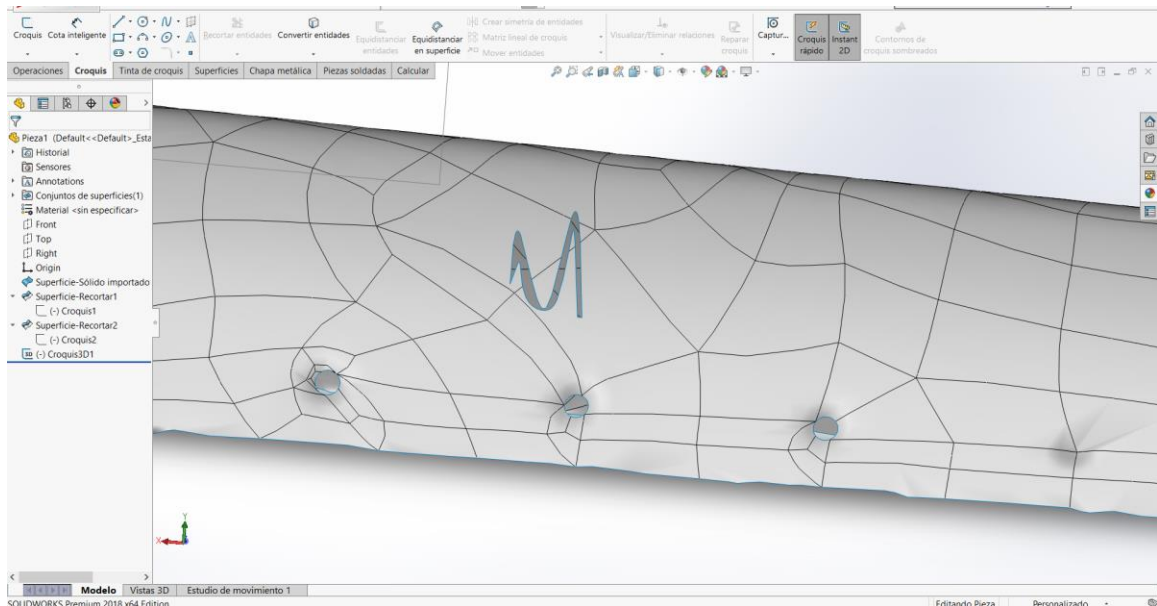
Mediante el uso del software SolidWorks

Para fisuras irregulares la mejor opción no es medir la fisura en sí, más bien lo recomendable es verificar que la fisura se encuentre dentro de un cuadrado de 1[in] x 1[in].

En el software SolidWorks, una vez que se tenga la superficie generada, obtenemos las dimensiones en las que se encuentra la fisura según el siguiente procedimiento:

Figura 38

Importación del elemento en SolidWorks



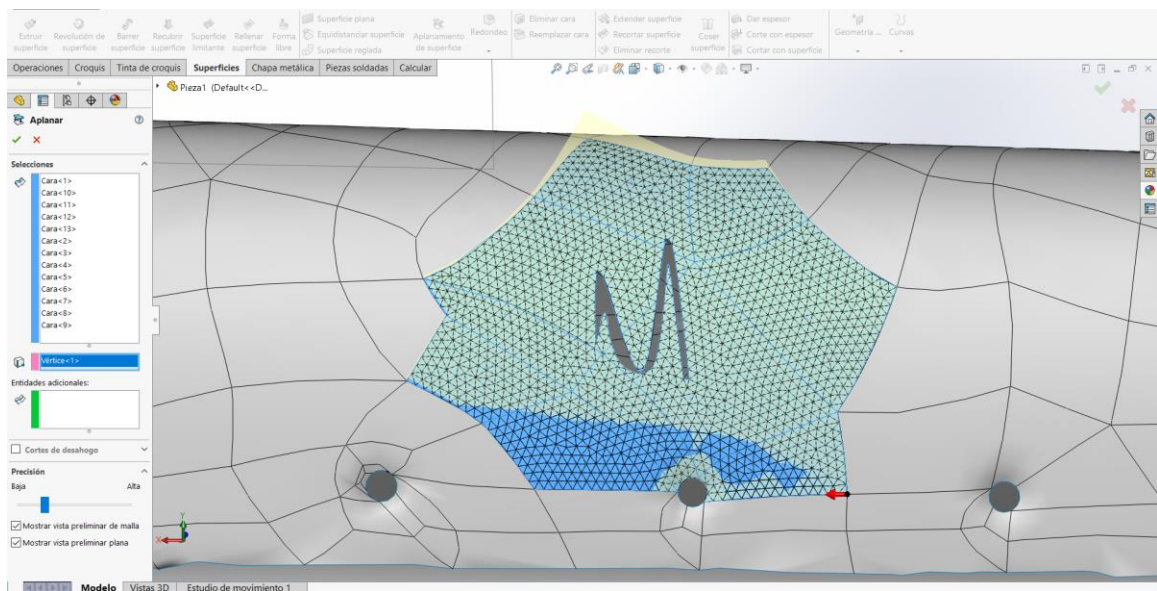
Nota. Se observa la importación del elemento con el fin de obtener las dimensiones.

La fisura es irregular alargada en el eje Y, lo que puede generar errores de medición si se lo hace de manera directa, ya que el borde de ataque no es plano y las medidas del software son en línea recta. Por tal motivo, se debe aplanar la superficie con las herramientas del software SolidWorks; por ende:

- Damos clic en “aplanamiento de superficie”

Figura 39

Aplanamiento de la superficie

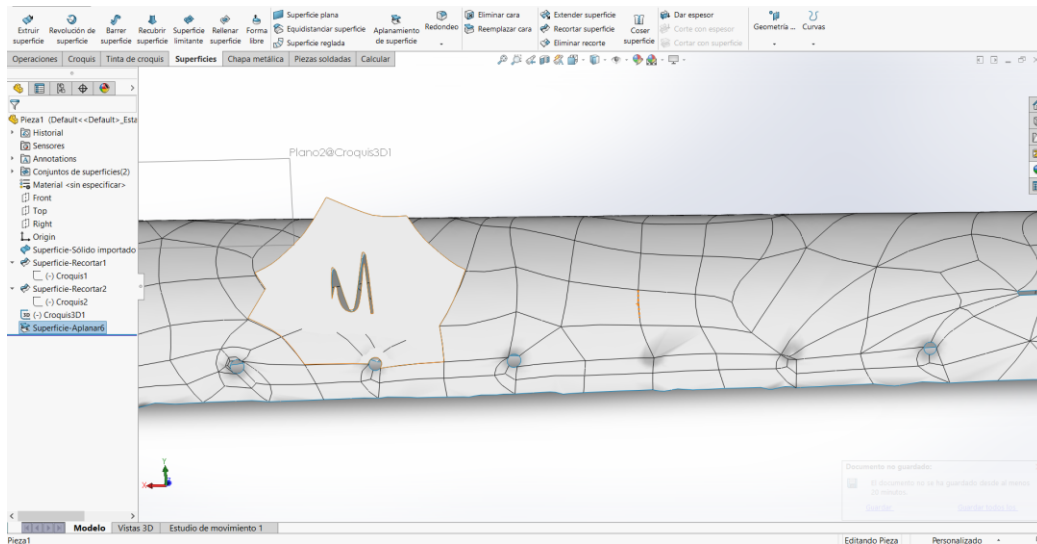


Nota. El gráfico muestra el aplanamiento de la superficie con el fin de evitar errores en la medición.

- Seleccionamos varias superficies que contengan a la fisura y un vértice para completar la operación, dando clic en el check de color verde.

Figura 40

Selección de superficies

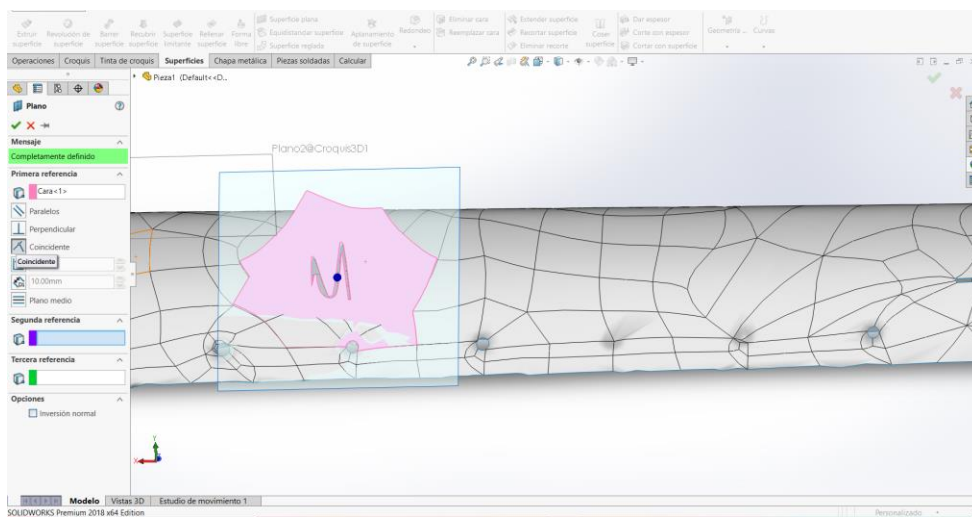


Nota. Se observa la selección de superficies que contengan a la fisura

- Observamos como el software ha proyectado la fisura en un plano.

Figura 41

Proyección de la fisura en el plano

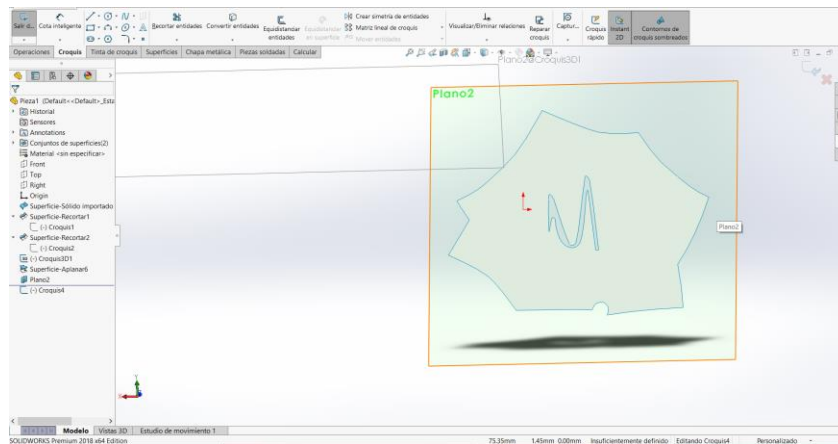


Nota. El gráfico demuestra cómo el software ha proyectado la fisura en el plano.

- Creamos un plano coincidente con la superficie plana generada para poder realizar mediciones mediante un croquis.

Figura 42

Creación de plano coincidente

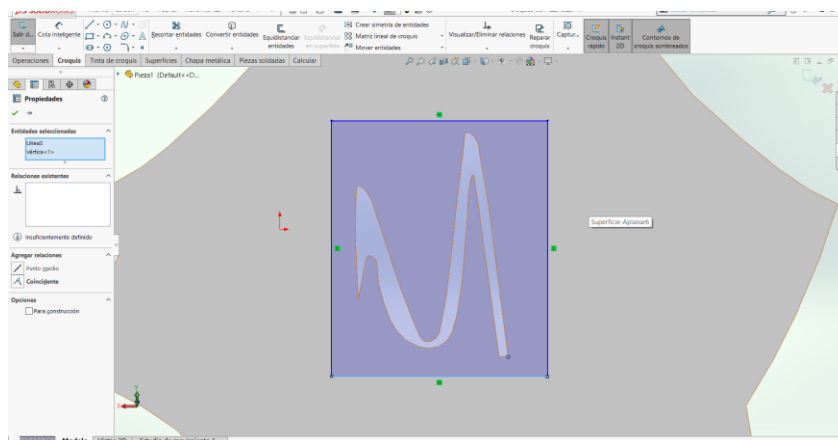


Nota. Se observa el plano coincidente con la superficie plana.

- Ocultamos la pieza original empezando un croquizado para determinar el área afectada.

Figura 43

Croquis del área afectada

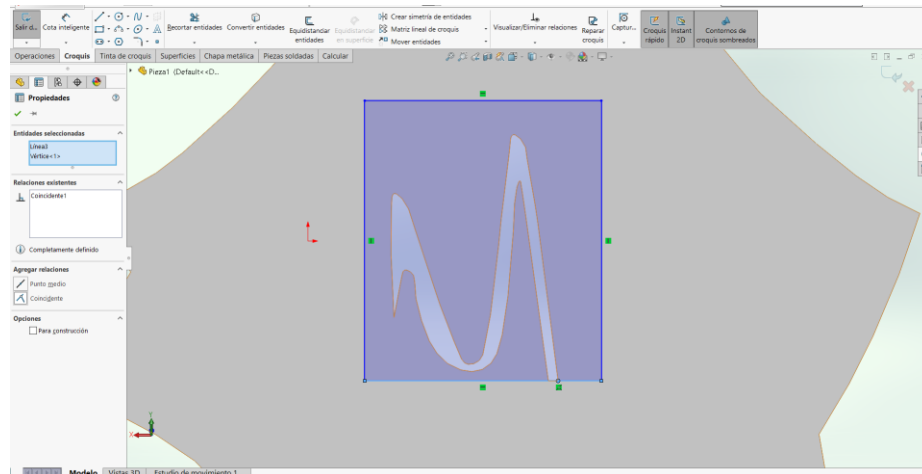


Nota. La imagen muestra el croquis para determinar el área afectada.

- dibujamos un rectángulo colocando relaciones entre el rectángulo y la fisura

Figura 44

Relación entre el rectángulo y fisura

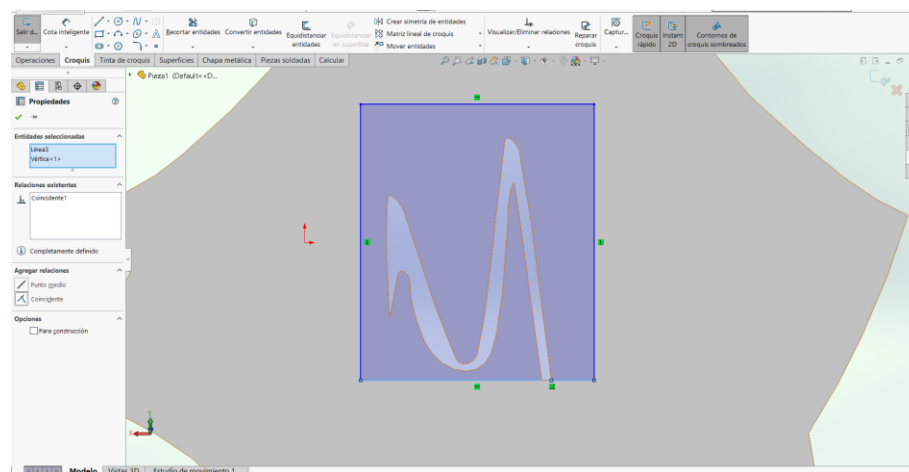


Nota. El dibujo muestra la relación entre el rectángulo y la fisura.

- Para la línea inferior restringimos que es horizontal y coincidente con el vértice de la fisura.

Figura 45

Restricciones del rectángulo con la fisura

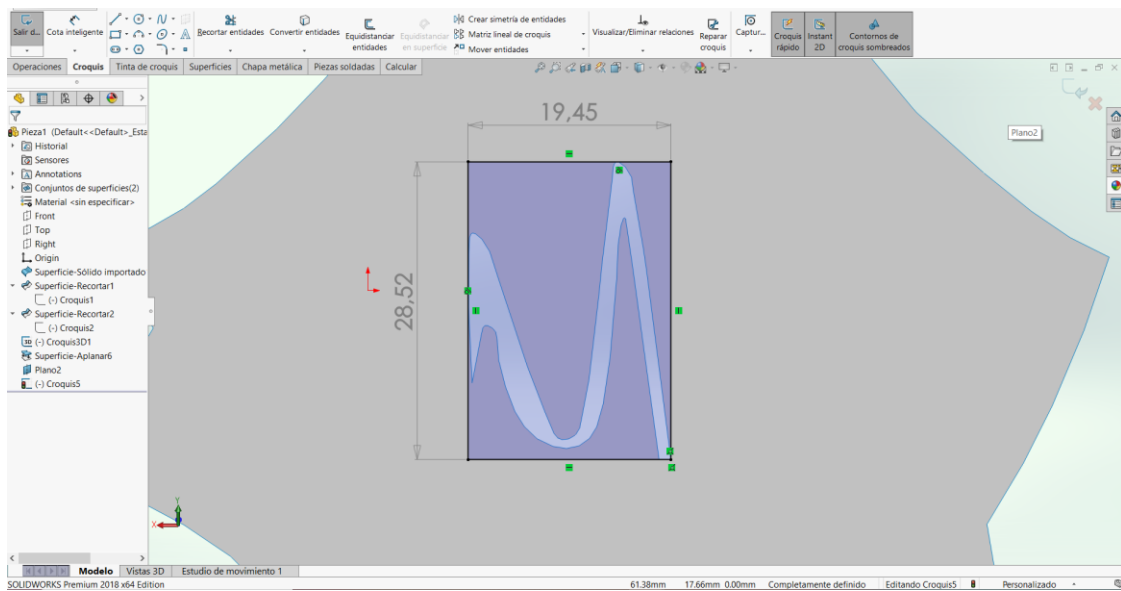


Nota: Este procedimiento se realiza en todos los lados del cuadrilátero.

- Agregamos las cotas para verificar las medidas, se determina que esta fisura NO es reparable con los procedimientos aplicados en la Fuerza Aérea, pues una de sus aristas es mayor a 1 pulgada

Figura 46

Verificación de medidas



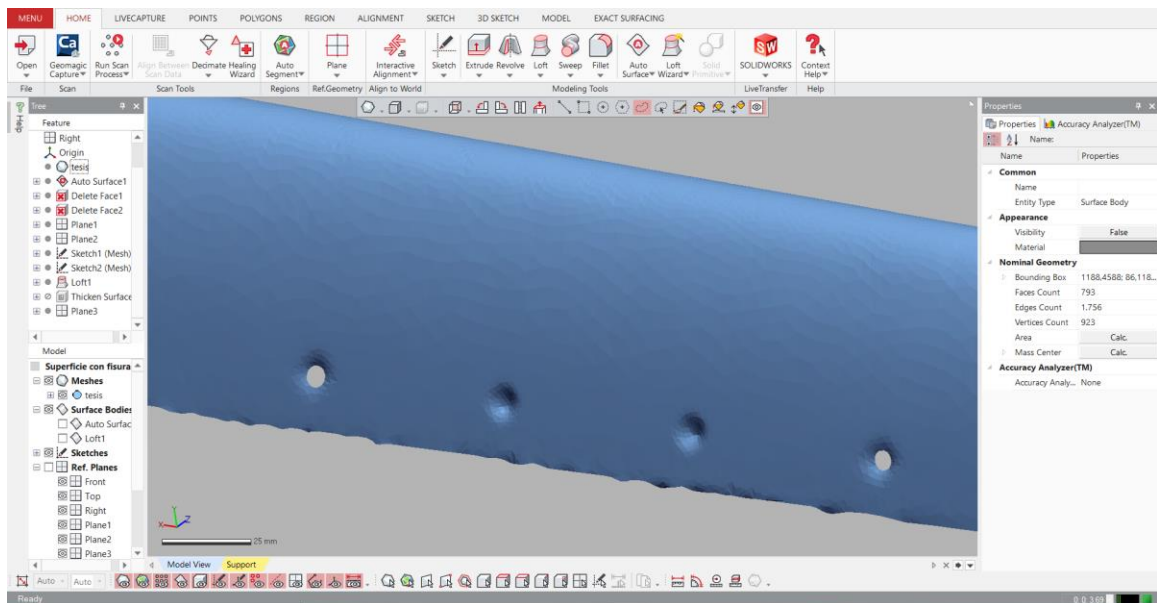
Nota. La imagen muestra que la fisura no es reparable, mediante la verificación de medidas.

Medición de hundimientos

Durante el escaneo, no se identificaron como pasantes algunos agujeros del borde de ataque, utilizados para atornillar esta al ala, intencionalmente se dejaron 2 de esa manera para poder determinar el procedimiento para medir la zona afectada por el hundimiento.

Figura 47

Zona afectada por hundimiento



Nota. Se observan los dos agujeros que se dejaron intencionalmente para determinar la zona afectada por hundimiento.

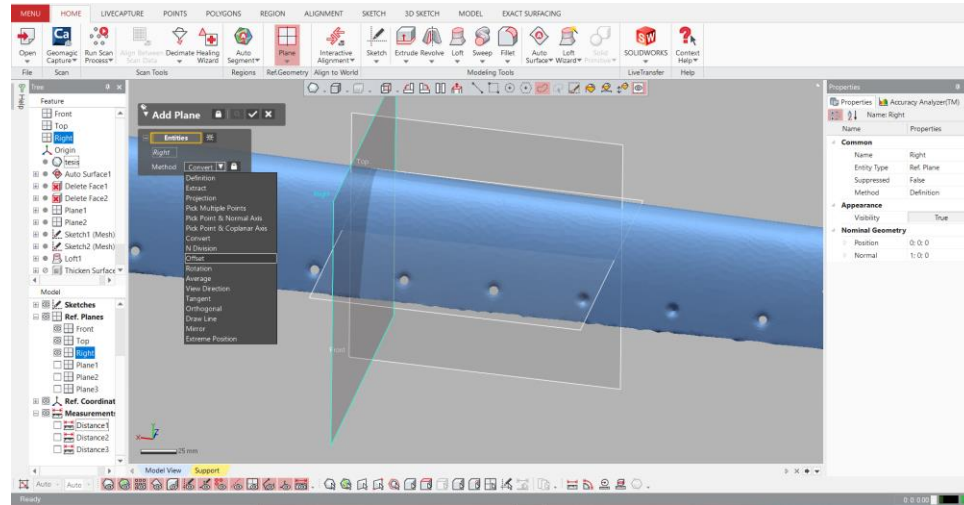
Mediante el uso del software Geomagic Design X

Utilizamos este software debido a que brinda mejores características relacionadas con los procedimientos, que engloban ingeniería inversa a través del uso de escáneres 3D, realizamos el siguiente procedimiento:

- Creamos 2 planos paralelos al plano Right, en la opción “method” buscar “offset”, esta opción permite mover libremente el plano a través de todo el eje axial del borde de ataque, el fin es crear 2 planos que contengan el hundimiento.

Figura 48

Planos que contienen el hundimiento

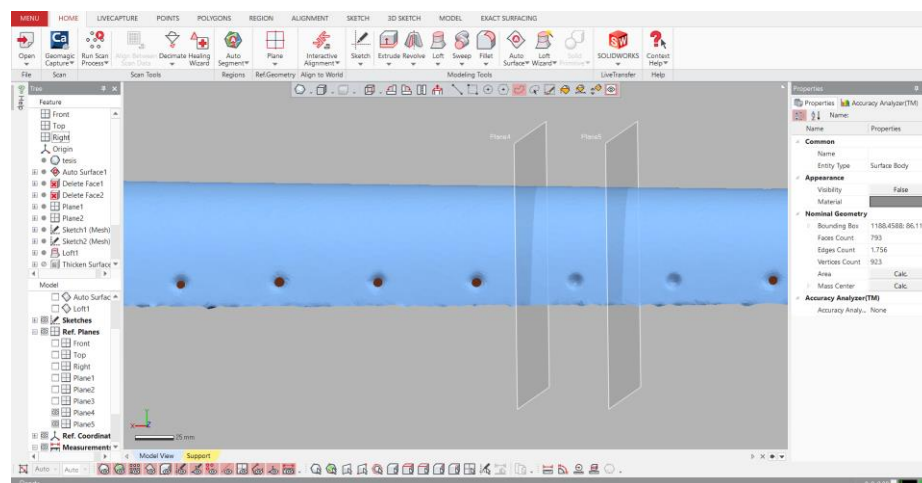


Nota. Se aprecia la creación de dos planos que contienen el hundimiento.

- La creación de estos planos nos permitirá crear una superficie ideal para el estudio de la pieza escaneada con el hundimiento.

Figura 49

Pieza con el hundimiento

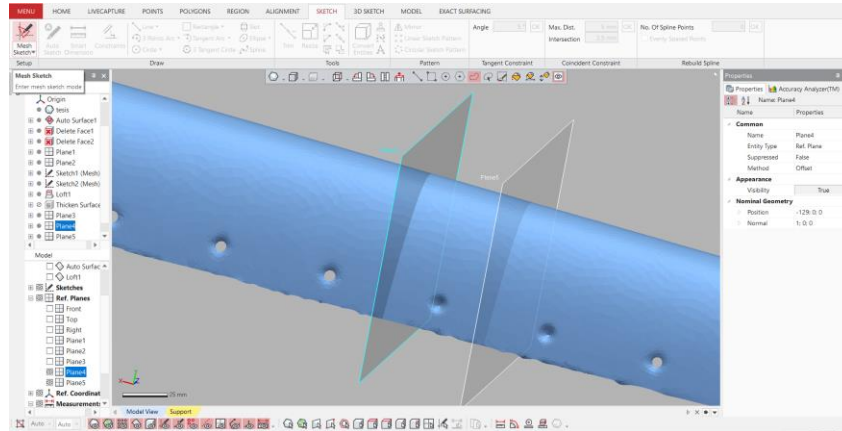


Nota. La imagen muestra la superficie con la pieza escaneada con el hundimiento.

- Seleccionamos el plano 4 dando clic en “Mesh Sketch”, que se encuentra en la pestaña “Sketch”.

Figura 50

Selección de plano adjunto al hundimiento

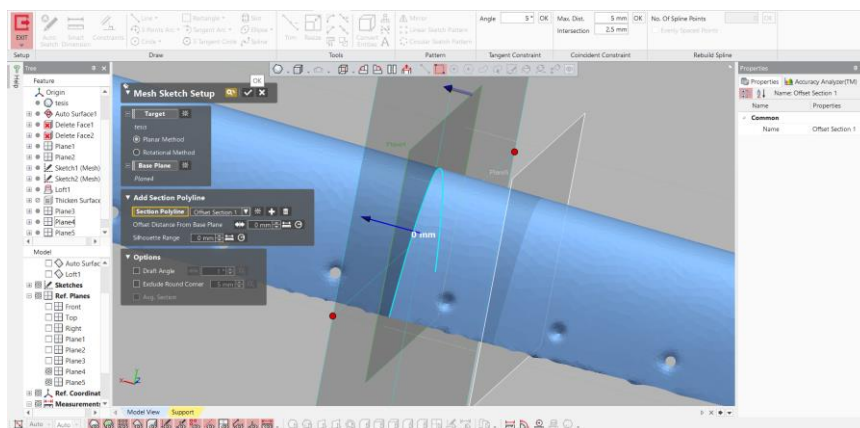


Nota. Se visualiza la selección del plano 4.

- Seleccionamos la opción “Planar Method” y con las opciones por defecto se las acepta.

Figura 51

Aceptación de condiciones en el plano seleccionado

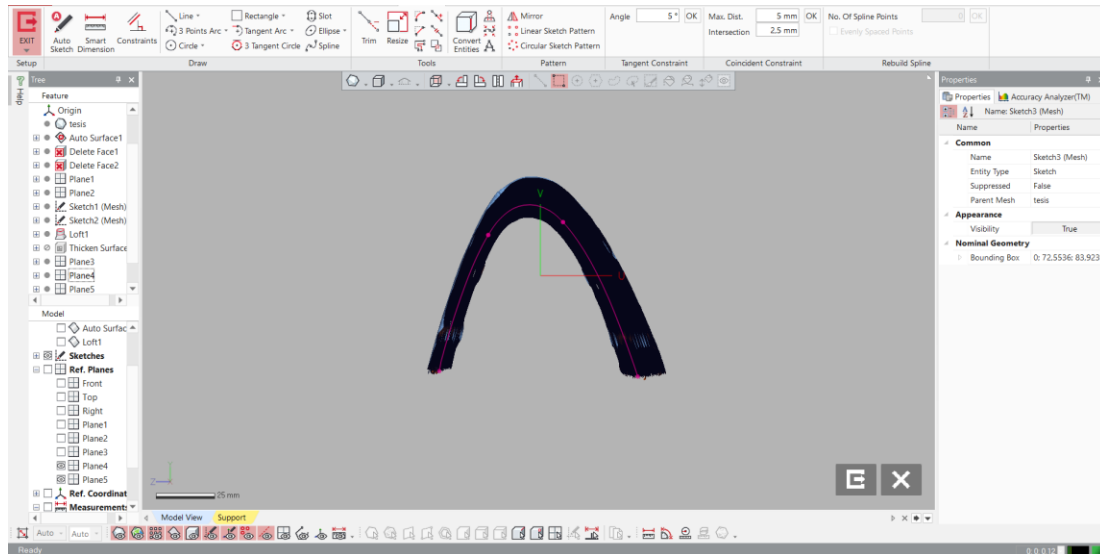


Nota. Se puede ver la aceptación por defecto, en la opción “Planar Method”

- El Software reconoce de manera automática el perfil del borde de ataque en ese plano.

Figura 52

Perfil proyectado en el plano seleccionado

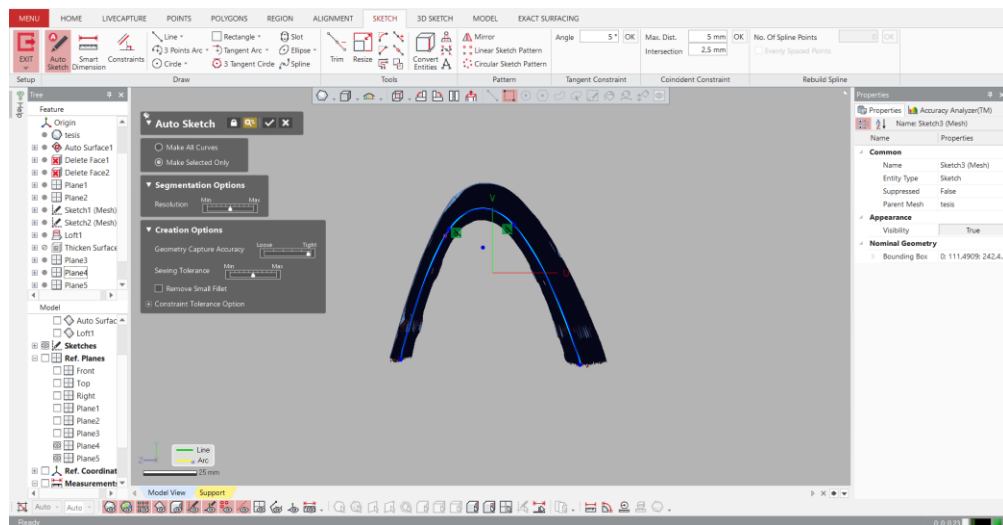


Nota. Se aprecia cómo el Software reconoce automáticamente el perfil del borde de ataque.

- Posteriormente acudimos a la opción “Auto Sketch” y seleccionamos “Make Selected Only”, esto nos permitirá ir eligiendo las curvas requeridas para graficar como un sketch, el software a partir de la información existente ajustará automáticamente curvas óptimas para su reconstrucción.

Figura 53

Curvas de reconstrucción

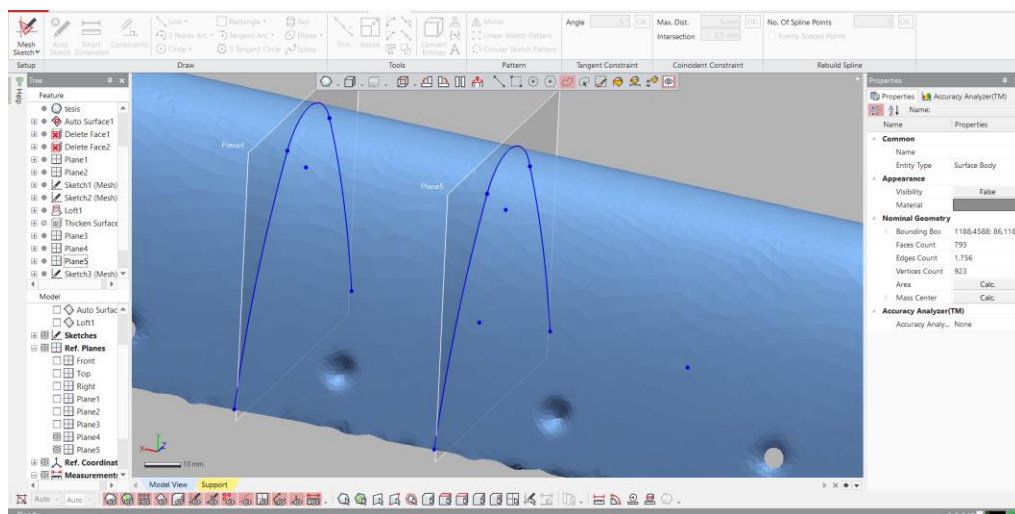


Nota. Se ve el ajuste automático que hace el software de las curvas de reconstrucción

- Repetimos el mismo procedimiento para el plano 5.

Figura 54

Ejecución del procedimiento para el plano 5

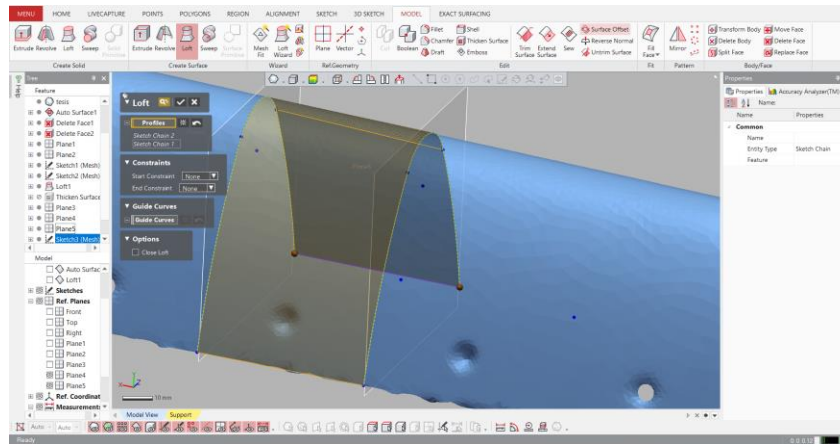


Nota. La imagen representa la repetición del mismo procedimiento para el plano 5

- En la pestaña “Model” damos click en “Loft (Surface)”, seleccionando las curvas antes dibujadas para crear una superficie.

Figura 55

Curvas seleccionadas dentro del modelo

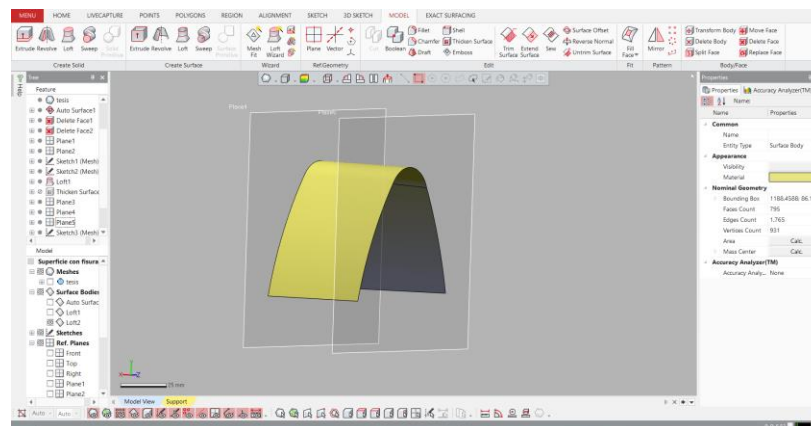


Nota. Se observa que se seleccionan las curvas antes dibujadas.

- Esta superficie se crea en base a la información escaneada, a continuación, verificamos la desviación de la pieza creada.

Figura 56

Desviación de la superficie obtenida

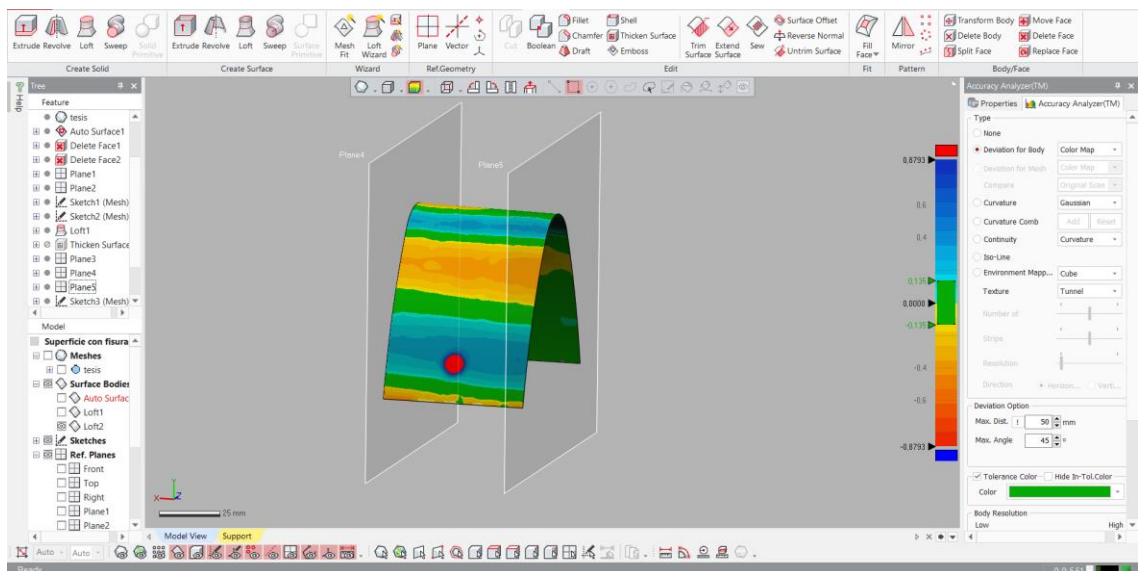


Nota. Se verifica la desviación de la pieza creada.

- En la ventana que se encuentra a la derecha, se acude a “Accuracy Analyzer” y se selecciona la opción “Desviación for body”, aquí podemos observar que la superficie creada tiene una desviación de 0.2, el color azul supone que la superficie está por sobre la figura escaneada.

Figura 57

Desviación en la pieza escaneada

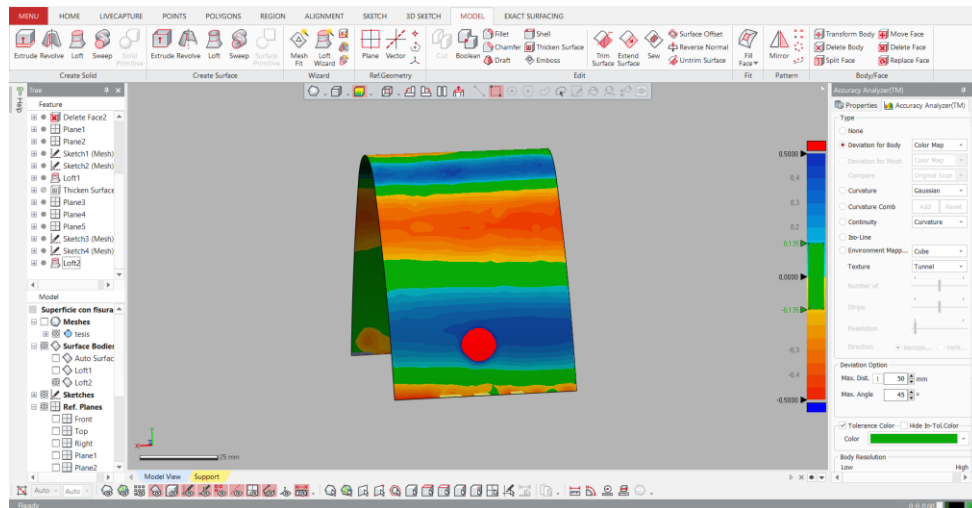


Nota. En esta imagen podemos observar que la superficie creada tiene una desviación de 0.2

- Disminuimos la tolerancia, lo cual permite definir cualitativamente el hundimiento, posterior con la opción medir, computamos el diámetro del hundimiento.

Figura 58

Medición del hundimiento

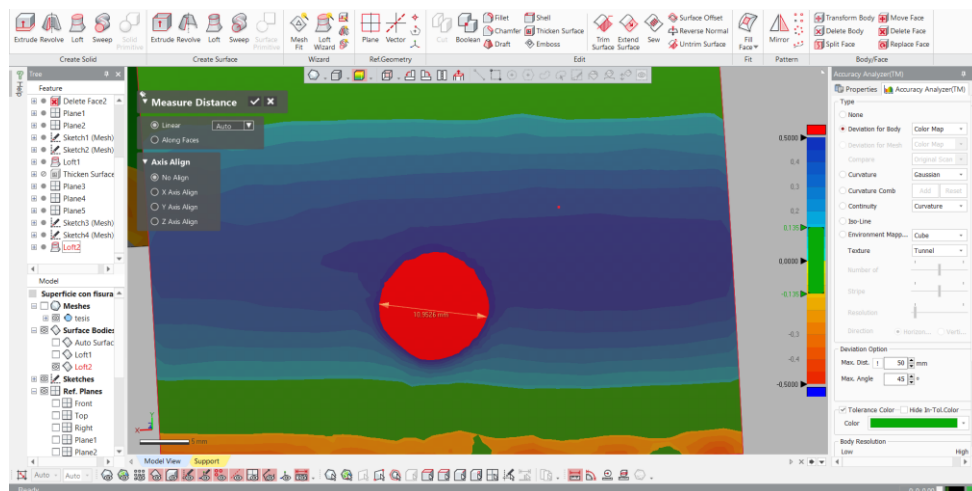


Nota. Se observa la computación del diámetro del hundimiento.

- Realizamos una serie de mediciones para establecer la dimensión de la zona afectada.

Figura 59

Mediciones en zona afectada



Nota. Se establece la dimensión de la zona afectada realizando mediciones.

- Finalmente, las medidas realizadas fueron:

Tabla 6

Medidas de la zona afectada

Nro.	Medida (mm)
1	10.9526
2	10.8932
3	10.6926
4	10.8190
5	10.8078
6	10.8352
7	10.9230
8	10.8952
9	10.9148
10	10.8896
Promedio	10.8623

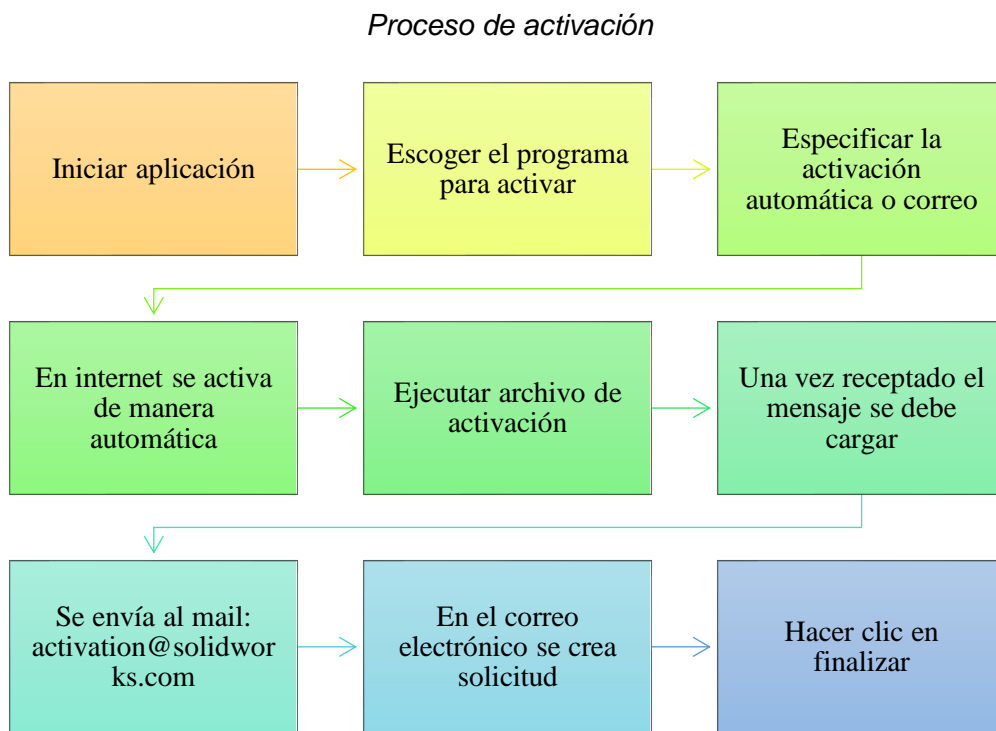
Nota. La tabla recoge todas las medidas de la zona afectada.

Con lo cual el diámetro promedio de la zona afectada es de 10.8623 [mm].

Permisos del uso del software CAD

Para el desarrollo del proyecto consideramos la gestión de licencias individuales que permitió activar el programa. En este caso aplicamos el siguiente proceso:

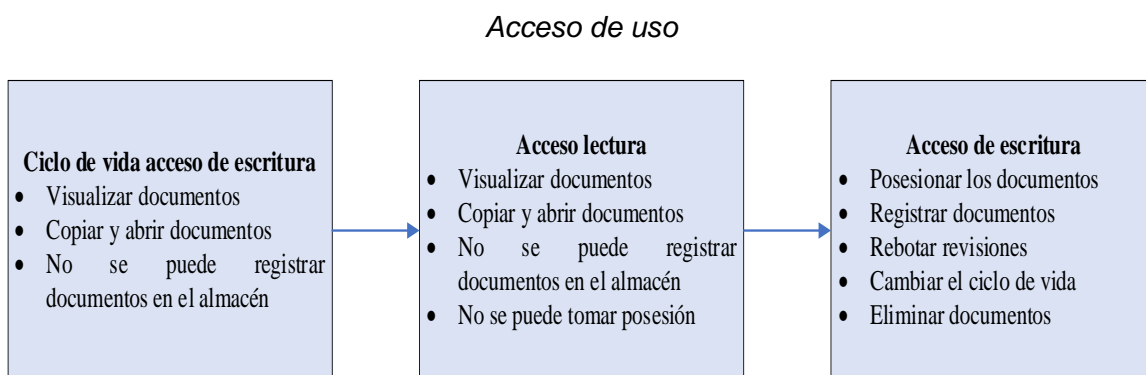
Figura 60



Nota. El gráfico explica todo el proceso de activación del programa.

Asimismo, en el acceso del uso de la aplicación consideramos lo siguiente:

Figura 61



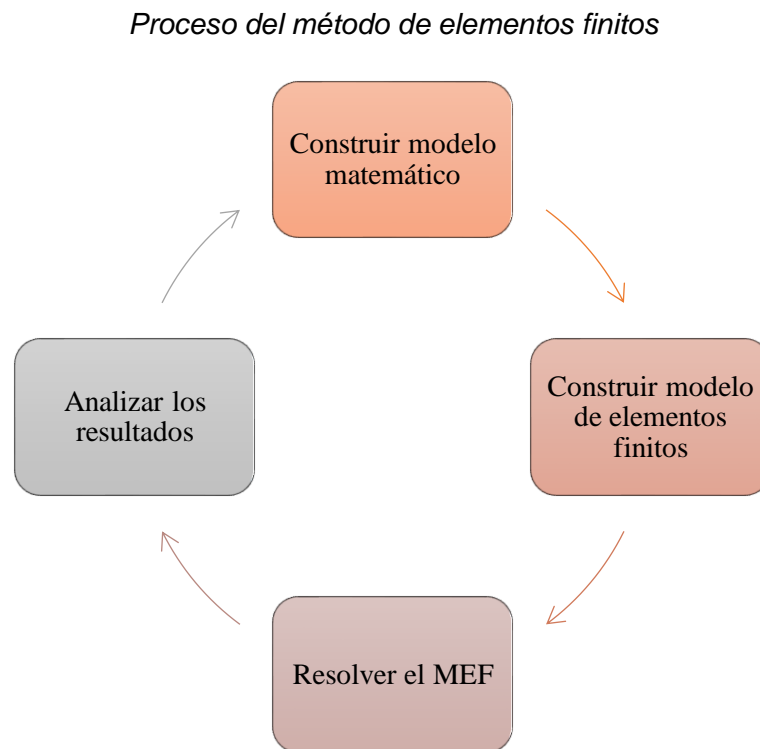
Nota. Explicación del acceso de uso de la aplicación

Caracterización del material de fabricación del borde de ataque

Método de los elementos finitos

Para el desarrollo del método de los elementos finitos llevamos a cabo el siguiente procedimiento:

Figura 62



Nota. Esquema que detalla el desarrollo del método de los elementos finitos.

- Construir modelo matemático: tomamos en cuenta la geometría que se representan por el modelo del borde de ataque LH A-29B, el cual es mallado con desplazamiento, tensión y distribución adecuada. Además, se eliminó las

características geométricas que son innecesarias, así como la limpieza para la detección de problemas.

- Construir modelo de elementos finitos (MEF): realizamos modificación a la geometría que facilitaron el acoplamiento y se definió las propiedades del objeto, cargas, entre otros. Lo que ayudó a complementar el proceso anterior.
- Resolver MEF: En este proceso se dividió los elementos finitos a través del mallado. Para evitar que las cargas se apliquen a los nodos aplicamos el solucionador numérico con el propósito de generar los datos más relevantes.
- Analizar resultados: tomamos en cuenta las simplificaciones y errores presentados en los procesos anteriores.

Por lo tanto, con este método analizamos los problemas, es así que realizamos un mallado de la estructura de los elementos finitos relacionados con los nodos, considerando el principio de la energía potencial mínima.

Homogenización

En este caso realizamos la homogenización, donde se eliminó los defectos presentados en el objeto o pieza, es decir, luego de la limpieza se aplicó un decapado superficial. Lo cual, facilita la identificación de problemas en el borde de ataque LH A-29B.

Para esto analizamos la estructura del elemento mediante membranas 2D, así como la implementación de análisis 3D para regiones esforzadas o los efectos que se genera en el borde, modelando las membranas unidas entre sí.

Principio de la energía potencial mínima

En el principio de la energía potencial mínima se toma en cuenta los desplazamientos (compatibilidad) y condiciones. Es así que se obtiene la energía potencial total Π_p .

$$\Pi_p = \Pi - W_t$$

Π = energía potencial de deformación elástica

W_t = *trabajo realizado por las fuerzas externas*

En cuanto al cuerpo elástico lineal de deformación unitaria total Π se calcula de la siguiente manera:

$$\Pi = \frac{1}{2} \int_V \{\varepsilon\}^T \{\sigma\} dV = \frac{1}{2} \int_V \{\varepsilon\}^T [C] \{\varepsilon\} dV$$

V = *volumen del sólido*

$[C]$ = *matriz de rigidez del material*

$\{\varepsilon\}$ = *vector de deformaciones*

$\{\sigma\}$ = *vector de tensiones*

Las fuerzas externas se calcula de la siguiente manera:

$$W_f = \int_V \{U\}^T \{f_b\} dV + \int_{S_f} \{U\}^T [f_s] \{\varepsilon\} dS_f$$

$\{U\}$ = vector de desplazamientos

$\{u, v, w\}^T$ = dentro del elemento

S_f = superficie del sólido

f_b = vector de las fuerzas volumétricas

f_s = vector de las fuerzas superficiales

La energía potencial de deformación elástica para materiales compuestos se obtiene:

$$\Pi = \frac{1}{2} \int [\{\varepsilon^0\}^T [A] \{\varepsilon^0\} + \{\varepsilon^0\}^T [B] \{k\} + \{k\}^T [D] \{\varepsilon^0\} + \{k\}^T [C] \{k\}^T] dS_f$$

$\{\varepsilon^0\}, \{K\}$ y $\{Y\}$ = vectores de deformaciones normales, curvaturas y curvaturas por cizallamiento transversal

$[Q_{ij}]_k$ y $[Q^Y]_k$ = matrices constantes elásticas sobre defirmaciones de tensión, flexión y cizallamiento transversal

$[A], [B], [C], [D]$ = matrices elásticas de tensión, flexión, corte

Matriz de transformación de desplazamiento

A continuación, se presenta el procedimiento de la transformación de las deformaciones de esfuerzos planos:

$$\varepsilon_x = \frac{\alpha u}{ax}$$

$$\varepsilon_y = \frac{\alpha v}{ay}$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\alpha u}{ay} + \frac{\alpha v}{ax}$$

Matricialmente se muestra de la siguiente manera:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{a}{ax} & 0 \\ 0 & \frac{a}{ay} \\ \frac{a}{ay} & \frac{a}{ax} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ v \end{Bmatrix} = [L](U)$$

$[L]$ = matriz de operador diferencial

Las deformaciones se detallan de la siguiente manera:

$$\{\varepsilon\} = [B]\{d_e\}$$

$[B]$ = matriz de deformación

$$[B] = [L][N(x, y)]$$

Las matrices de transformación de desplazamiento se muestran a continuación:

$[B_t]_{(3 \times 20)}$ = matriz de transformación desplazamiento – deformación tensión

$[B_f]_{(3 \times 20)}$ = matriz de transformación desplazamiento – deformación flexión

$[B_c]_{(3 \times 20)}$ = matriz de transformación desplazamiento – deformación corte

Matriz de transformación de flexión

Las curvaturas de forma simplificada se presentan de la siguiente forma:

$$\{k\} = [L][N]\{d_e\} = [B_f]\{d_e\}$$

B_f = matriz de transformacion de flexión

La matriz de transformación de flexión $[B_f]_{(3 \times 20)}$ es:

$$[B_f] = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 1-\varepsilon & 1+\varepsilon & 1+\varepsilon & 1-\varepsilon & -\frac{1-\eta}{\alpha} & \frac{1-\eta}{\alpha} & \frac{1+\eta}{\alpha} & \frac{1+\eta}{\alpha} \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & \frac{b}{\alpha} & \frac{b}{\alpha} & \frac{b}{\alpha} & \frac{b}{\alpha} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & \frac{1-\eta}{\alpha} & \frac{1-\eta}{\alpha} & \frac{1+\eta}{\alpha} & \frac{1+\eta}{\alpha} & \frac{1-\varepsilon}{b} & \frac{1+\varepsilon}{b} & \frac{1+\varepsilon}{b} & \frac{1-\varepsilon}{b} \end{bmatrix}$$

Matriz de transformación de corte

Las curvaturas de forma simplificada se presentan de la siguiente forma:

$$\{g\} = [L][N]\{d_e\} = [B_c]\{d_e\}$$

B_c = matriz de transformacion de corte

La matriz de transformación de corte $[B_c]_{(3 \times 20)}$ es:

$$[B_c]^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \cdot & \cdot \\ \frac{\varepsilon - 1}{4b} & \frac{\eta - 1}{4a} \\ -\frac{\varepsilon + 1}{4b} & -\frac{\eta - 1}{4a} \\ \frac{\varepsilon + 1}{4b} & \frac{\eta + 1}{4a} \\ -\frac{\varepsilon - 1}{4b} & -\frac{\eta + 1}{4a} \\ -(\eta - 1) \left(\frac{\varepsilon}{4} - \frac{1}{4} \right) & 0 \\ (\eta - 1) \left(\frac{\varepsilon}{4} + \frac{1}{4} \right) & 0 \\ -(\eta + 1) \left(\frac{\varepsilon}{4} + \frac{1}{4} \right) & (\eta - 1) \left(\frac{\varepsilon}{4} - \frac{1}{4} \right) \\ (\eta + 1) \left(\frac{\varepsilon}{4} - \frac{1}{4} \right) & -(\eta - 1) \left(\frac{\varepsilon}{4} + \frac{1}{4} \right) \\ 0 & (\eta + 1) \left(\frac{\varepsilon}{4} + \frac{1}{4} \right) \\ 0 & -(\eta + 1) \left(\frac{\varepsilon}{4} - \frac{1}{4} \right) \\ 0 & \\ 0 & \end{bmatrix}$$

Software ACP ANSYS para estudio por elementos finitos del material compuesto

Selección del elemento para modelar materiales compuestos

La versatilidad que ofrece el software ANSYS abarca una variedad de bibliotecas de elementos finitos. Cada una de ellas posee sus propias características que, al trabajar conjuntamente con importaciones de archivos, permiten desarrollar y efectuar el modelado de materiales compuestos, en las cuales es posible introducir características isotrópicas, ortotrópicas; etc.

Debido al material en estudio que corresponde al tipo ortotrópico procedemos a utilizar la biblioteca *ACP (pre)* y posterior para obtener las características mecánicas la biblioteca *Static estructural*.

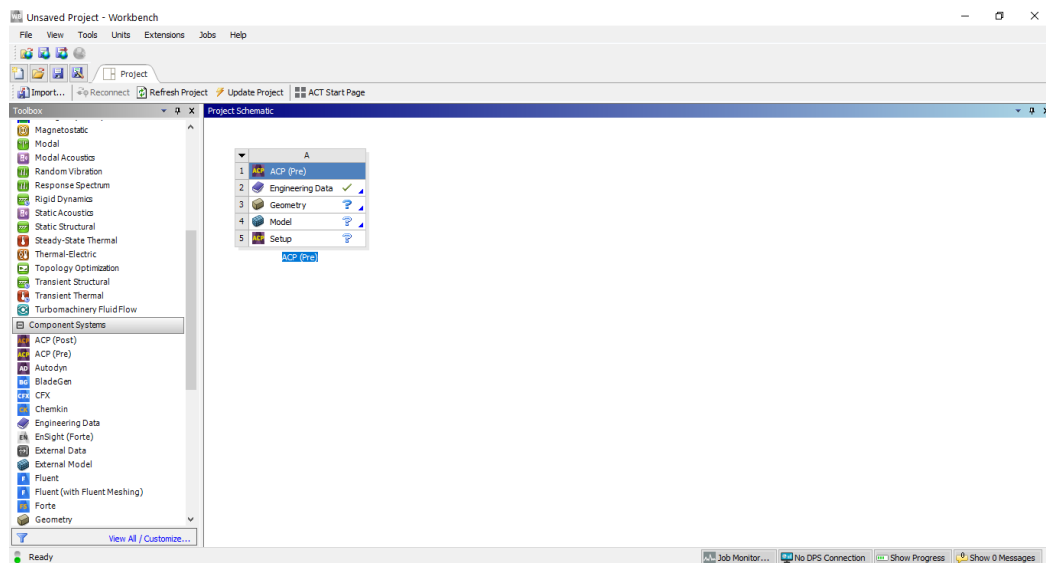
Modelamiento del material y configuración de las capas

Para el modelamiento del material aplicamos el siguiente procedimiento en el software ANSYS:

- Procedemos a cargar la biblioteca ACP pre utilizada para el desarrollo de estudio de materiales compuestos.

Figura 63

Biblioteca ACP Pre habilitada

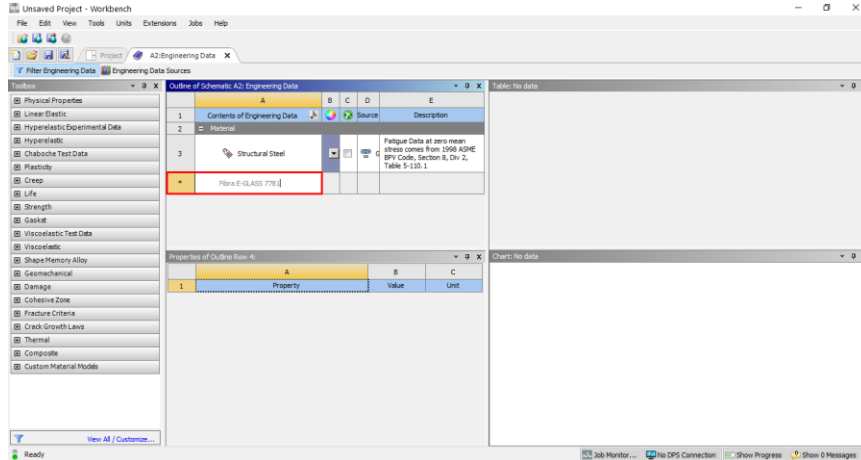


Nota. La imagen permite ver la biblioteca ACP pre habilitada para el desarrollo de estudio de materiales compuestos.

- Posterior ingresamos en la pestaña **Engineering data**, para ingresar los materiales correspondientes: Fibra E-glass 7781 y resina epóxica.

Figura 64

Creación de la fibra de vidrio

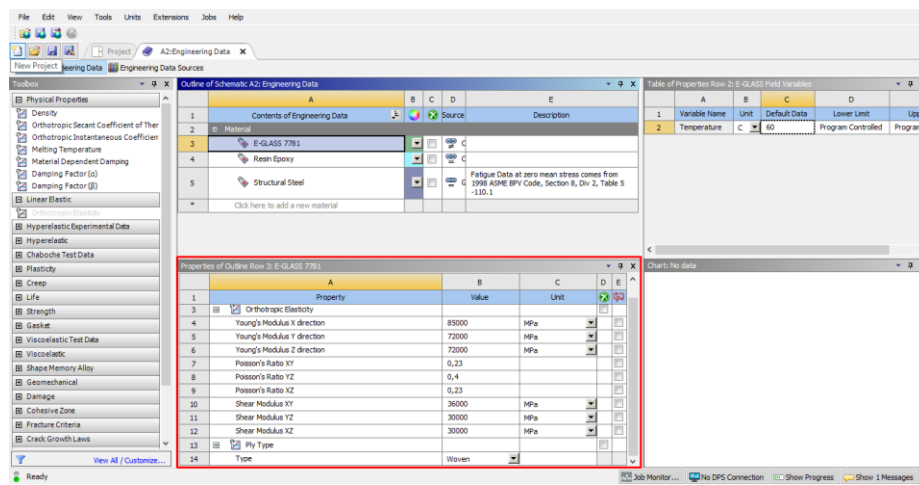


Nota. En la pestaña Engineering Data se ingresan los materiales.

- Ingresamos las características de la fibra de vidrio con los valores que influyen para su análisis (ortotrópico) y ubicando las unidades correspondientes (MPa) al igual que la resina utilizada (isotrópico).

Figura 65

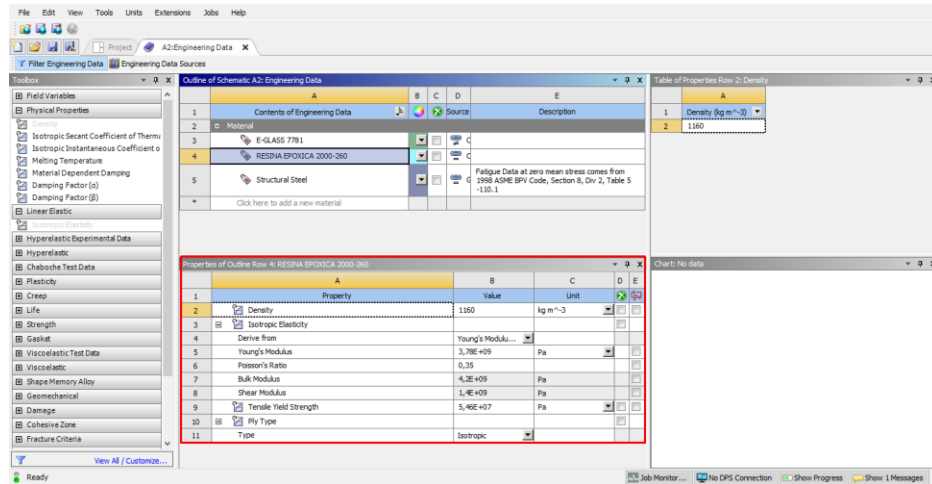
Características de la fibra de vidrio



Nota. La imagen muestra las características de la fibra de vidrio con sus valores.

Figura 66

Características de la resina



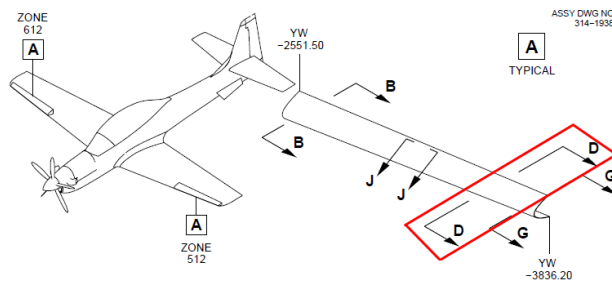
Nota. Aquí se aprecia las características de la resina (isotrópico)

Estratificación de las capas

El procedimiento realizado para la estratificación de capas lo hicimos de acuerdo al manual de mantenimiento que establece conforme a la parte del borde de ataque en estudio; así:

Figura 67

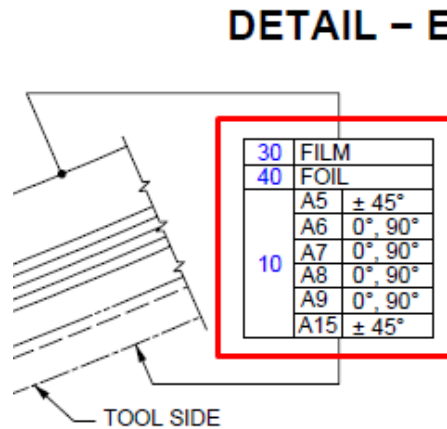
Parte del borde ataque en estudio



Nota. Imagen obtenida de A-29 Structural Repair Manual. (Embraer, 2015)

Figura 68

Disposición de capas del borde ataque en estudio

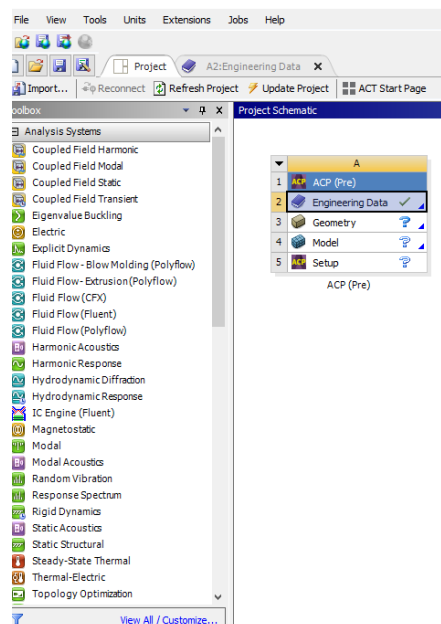


Nota. Imagen recuperada de A-29 Structural Repair Manual (Embraer, 2015)

- En primer lugar, habilitamos la pestaña **setup** del proyecto.

Figura 69

Habilitación de la opción Setup

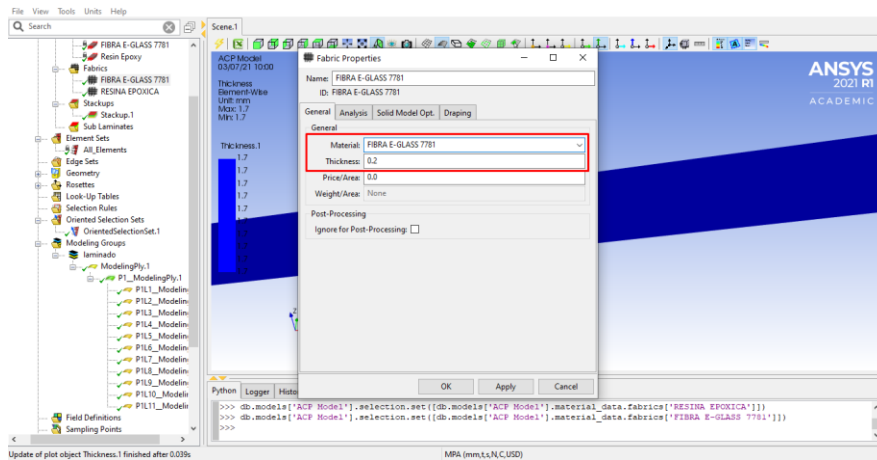


Nota. La imagen muestra la habilitación de la pestaña setup del proyecto.

- Establecemos los materiales que conforman el material compuesto a través de la opción **create fabrics**, en la cual se habilitan los materiales anteriormente creados conjuntamente con su espesor.

Figura 70

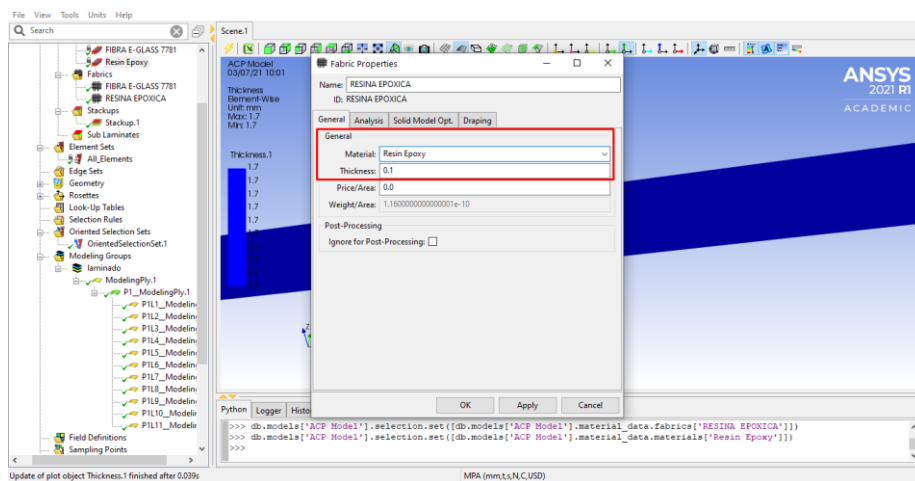
Fibra de vidrio creada con su espesor



Nota. Se muestran los materiales que formarán parte del material compuesto.

Figura 71

Resina creada con su espesor

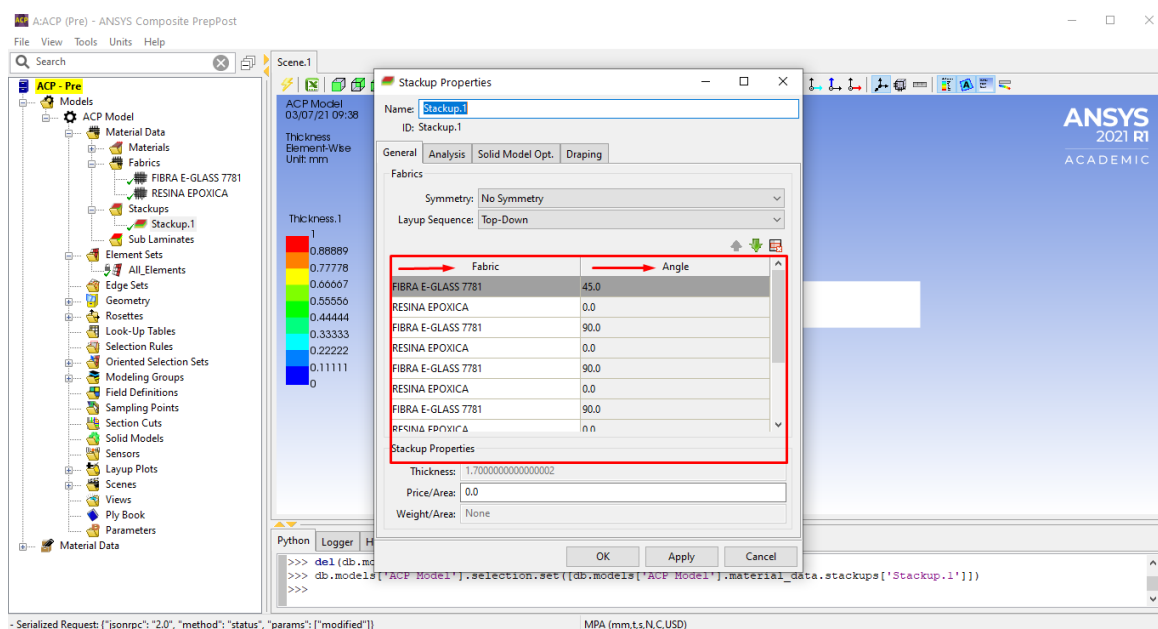


Nota. Se aprecia el mismo procedimiento con la resina.

- Posterior creamos un nuevo stackup en el cual procedemos a situar (estratificar) las capas de fibra de vidrio y resina de acuerdo al manual, esto incluye de acuerdo a la disposición angular y espesores.

Figura 72

Estratificación de las capas con sus disposiciones angulares

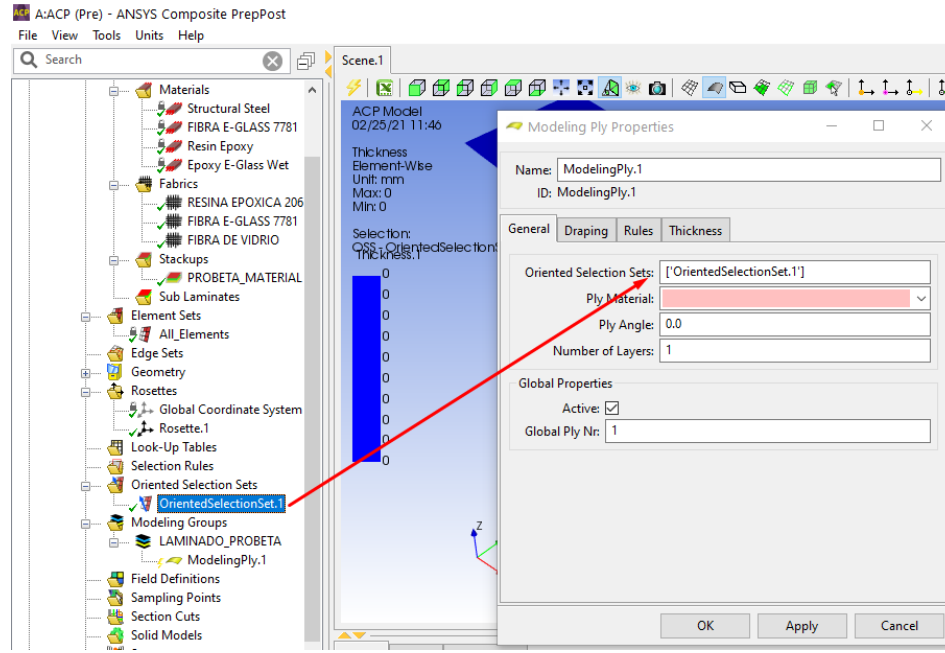


Nota. Se puede ver la estratificación de las capas de fibra de vidrio y resina.

- Creamos una nueva orientación del material con la opción **create new oriented selection set**, mediante la cual procedemos a apilar todas las capas en el eje z, pudiendo así obtener el material compuesto necesario para el estudio.

Figura 73

Obtención del material compuesto

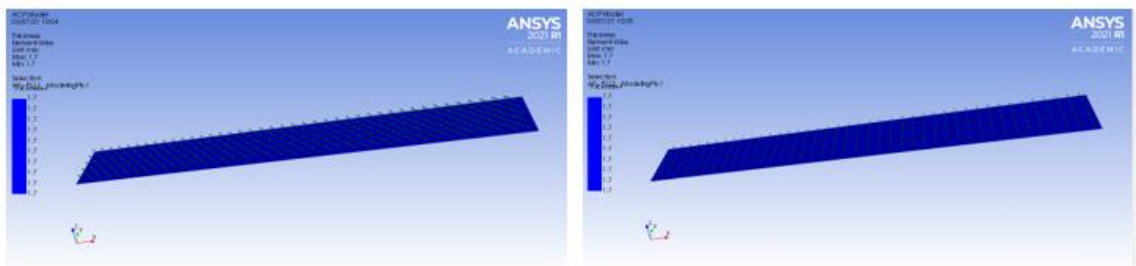


Nota. La imagen muestra el apilamiento de todas las capas en el eje z, obteniendo así el material compuesto.

- Finalmente, obtenemos el material compuesto con todas las características anteriormente establecidas, se observan las disposiciones de las láminas.

Figura 74

Obtención del material compuesto con todas sus características



Nota. Se observan las disposiciones de las láminas del material compuesto.

Capítulo 4 Análisis de resultados

Software ACP ANSYS para estudio por elementos finitos del borde de ataque

Uso del software FEM

Para resolver problemas complejos de ingeniería en el ámbito estructural, uno de los softwares más utilizados es el ANSYS, este software nos permite tomar mejores y rápidas decisiones durante un diseño. Con el método de elementos finitos podemos automatizar y personalizar soluciones a diferentes problemas estructurales en varios escenarios. El software nos permite conectarnos a diferentes herramientas para realizar análisis físicos y así obtener mayor fidelidad en los resultados. El uso de ANSYS puede ser utilizado en muchas industrias y evitar costes en ensayos experimentales. (SAMAT INGENIERÍA, 2019)

Workbench

Workbench trabaja en conjuntos con el solver ANSYS y nos permite:

- Entrelazar diferentes cálculos entre sí para complementar escenarios, de modo que la solución de uno pueda ingresar a otra. Por ejemplo, el resultado de un análisis de fluidos puede ser la entrada de un análisis térmico o estructural.
- Usar varias geometrías para realizar un mismo cálculo.

Contar de varias condiciones de contorno para una sola geometría y poder calcularlas con condiciones de cargas iguales. (SAMAT INGENIERÍA, 2019)

Análisis mecánico de simulación del material compuesto

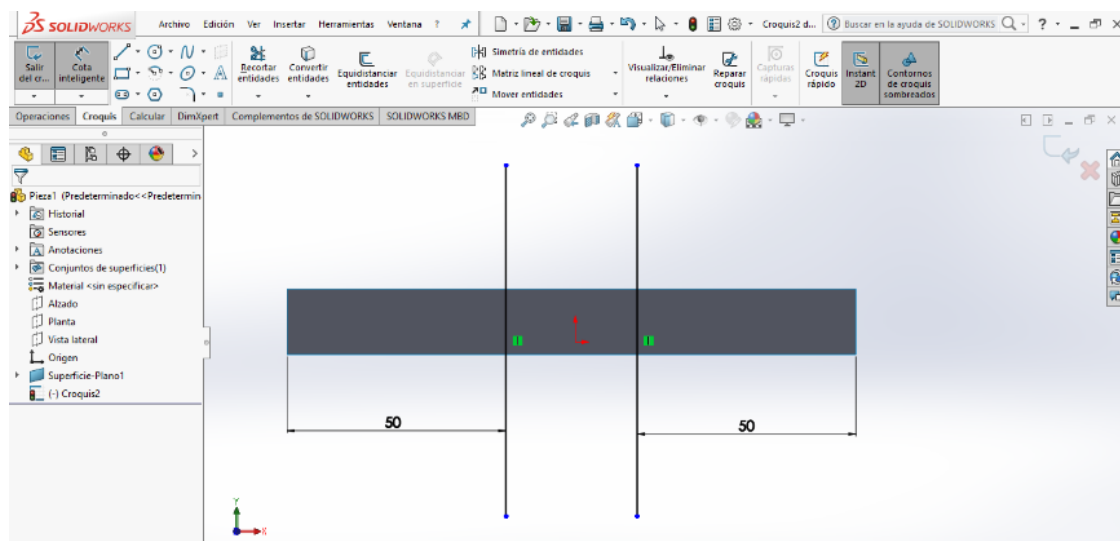
Ensayo de tracción

De acuerdo a la norma ASTM D3039/D3039M-14, se establece que la elaboración de las probetas para este ensayo corresponde a una dimensión de 130 [mm] x 15 [mm], en el cual se establece una zona de trabajo de 30 [mm] y de 50 [mm] para ambos agarres.

- Utilizamos el software solidworks para poder realizar la geometría y posterior simulación en el software Ansys.

Figura 75

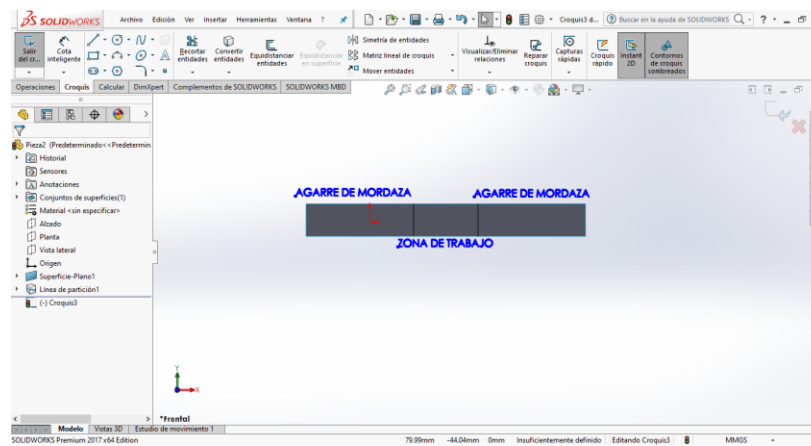
Modelamiento de probeta para ensayo de tracción



Nota. Se aprecia el software SolidWorks realizando el modelamiento de probeta para el ensayo de tracción.

Figura 76

Zonas establecidas de la probeta para ensayo de tracción

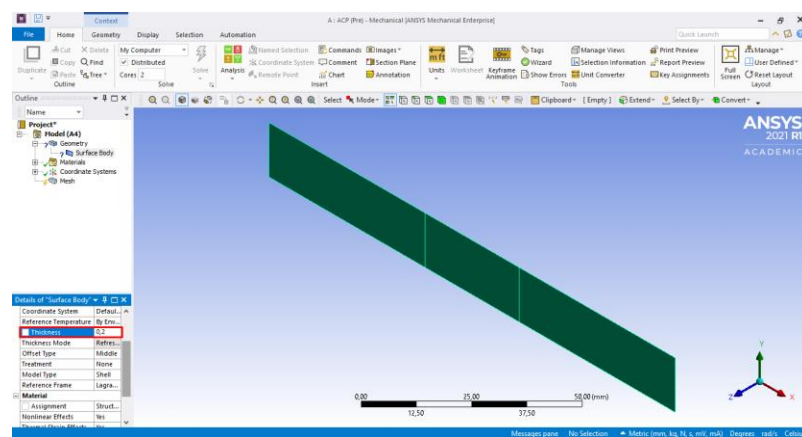


Nota. En esta imagen se proyectan las zonas establecidas para el ensayo de tracción.

- Importamos el modelo anteriormente expuesto al software Ansys a través de la pestaña **Model** y se coloca el espesor total correspondiente a la probeta que es 1,7[mm].

Figura 77

Importación del modelado en Ansys

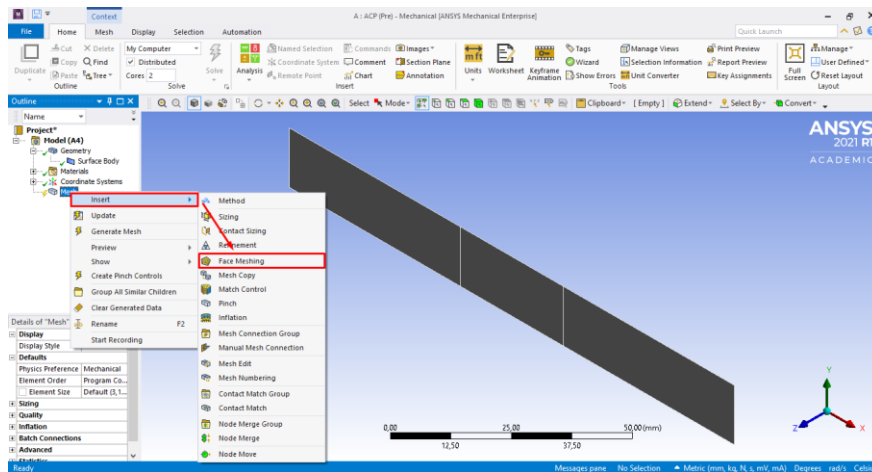


Nota. Tal como se puede visualizar, se importa el modelo a través de la pestaña Model.

- Continuando procedemos a mallar ingresando características esenciales con un tipo de malla fino lo que ayuda a obtener mejores resultados el momento de la simulación.

Figura 78

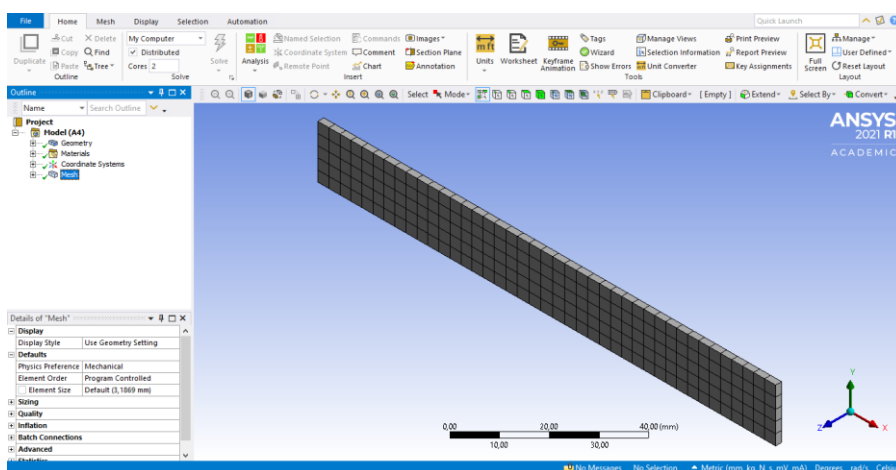
Ingreso de parámetros para mallado de la probeta



Nota. Obsérvese el ingreso de características esenciales, tipo de malla fino.

Figura 79

Probeta mallada

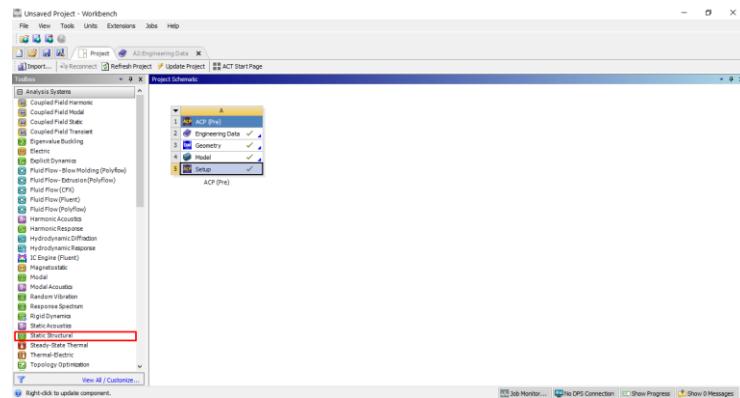


Nota. Se observa la probeta mallada, para obtener mejores resultados en simulación.

- Para la simulación del ensayo de tracción debemos cargar la biblioteca **Static Estructural**, la cual permite obtener características mecánicas a través de ensayos propuestos.

Figura 80

Carga de la biblioteca Static Estructural

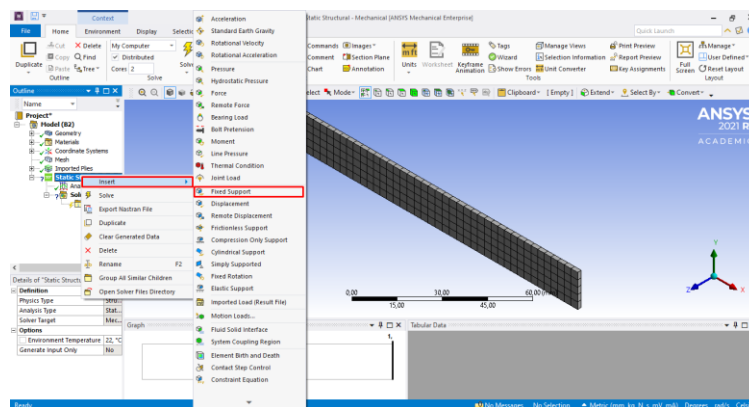


Nota. Se muestra la carga de la biblioteca para la simulación del ensayo de tracción.

- A continuación, insertamos un soporte fijo para un extremo de la probeta (agarre).

Figura 81

Implementación del soporte fijo en un extremo



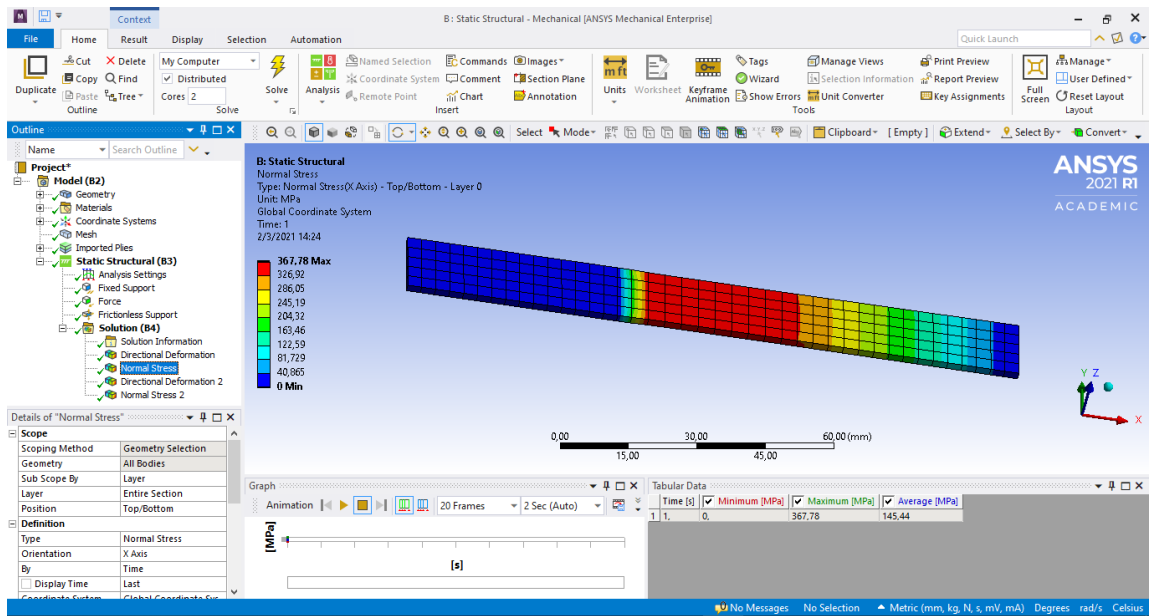
Nota. Se visualiza cómo se inserta el soporte fijo en un extremo de la probeta.

- En el otro extremo de la probeta ingresamos una fuerza que de acuerdo al desarrollo experimental corresponde a 9108,96 [N]; iniciando la simulación del ensayo de tracción obteniendo los siguientes resultados:

Esfuerzo normal máximo: 367,78 [MPa]

Figura 82

Esfuerzo normal máximo

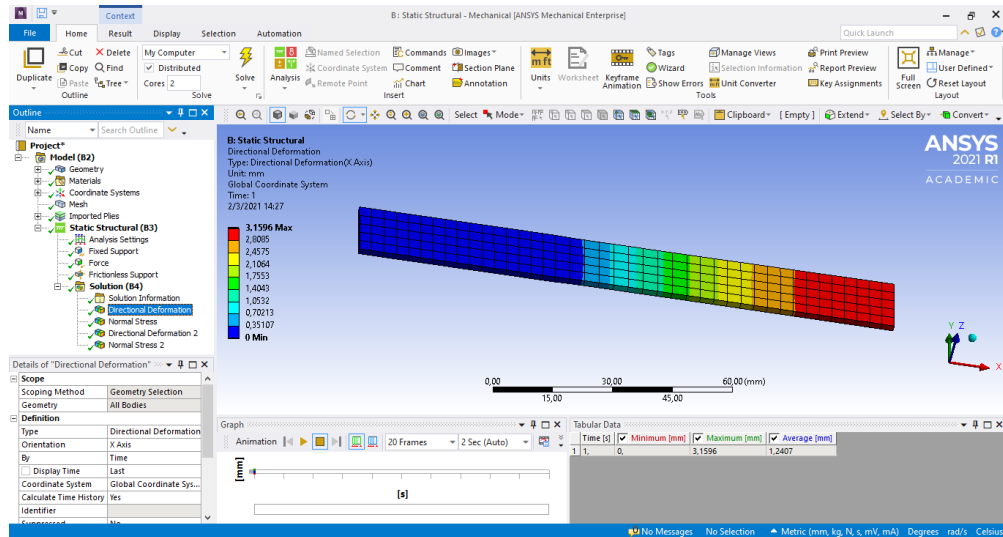


Nota. Se observa los resultados: esfuerzo normal máximo.

Deformación máxima: 3,1596[mm]

Figura 83

Deformación direccional en el eje x



Nota. Obtención de la deformación máxima

Calculamos el módulo de elasticidad

Figura 84

Cálculo del módulo de elasticidad por tracción

CÁLCULO PARA EL MODULO DE ELASTICIDAD A LA TRACCIÓN

$$F := 9108.96\text{N}$$

$$\Delta l := 3.1596\text{mm}$$

$$dt := 367.78\text{MPa}$$

$$L_0 := 130\text{mm}$$

$$\varepsilon := \frac{\Delta l}{L_0}$$

$$E := \frac{dt}{\varepsilon} = 1.513 \times 10^{10} \text{ Pa}$$

Nota. Para el desarrollo del ensayo de tracción simulado ingresamos los valores experimentales obtenidos; así:

Tabla 7

Datos obtenidos experimentalmente

ENSAYO DE TRACCIÓN EXPERIMENTAL			
<i>Fuerza</i>	<i>Esfuerzo máximo</i>	<i>Deformación direccional en el eje x.</i>	<i>Módulo de elasticidad</i>
9108,96[N]	365,46[MPa]	3,6886 [mm]	12918, 35[MPa]

Nota. La tabla recoge los datos que se han obtenido experimentalmente. Recuperado de Caracterización del material del borde de ataque del avión A-29 B. (Carvajal A. , 2020)

Por lo cual tenemos que, de acuerdo a los resultados obtenidos mediante simulación de este ensayo, es una buena aproximación del material del borde de ataque.

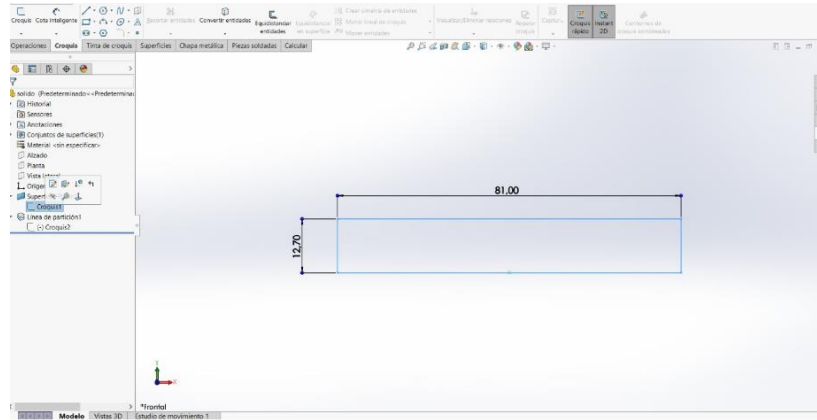
Ensayo de flexión

De acuerdo a la norma ASTM D709-17, la elaboración de las probetas para este ensayo corresponde a una dimensión de 81 [mm] x 12,70 [mm], en el cual se establece una zona de trabajo de 64,80 [mm] y de 8,10 [mm] para ambos apoyos (al menos 10% de la longitud total pero no menos a 6,40 [mm]).

- Utilizamos el software SolidWorks para poder realizar la geometría y posterior simulación en el software Ansys.

Figura 85

Modelamiento de probeta para ensayo de tracción

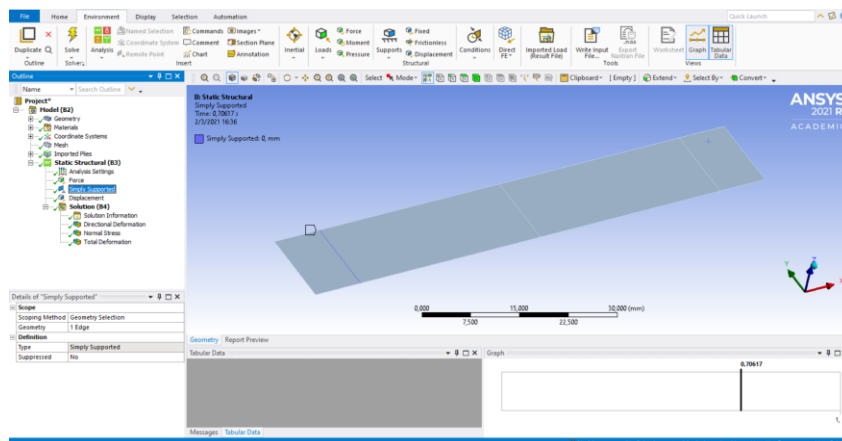


Nota. Se observa el uso de SolidWorks para realizar la geometría y posterior simulación.

- Inicialmente ubicamos las condiciones de apoyo de manera correcta, que corresponden a un apoyo simple y un desplazamiento restringido en los ejes Y y Z, respectivamente.

Figura 86

Condición de apoyo simple

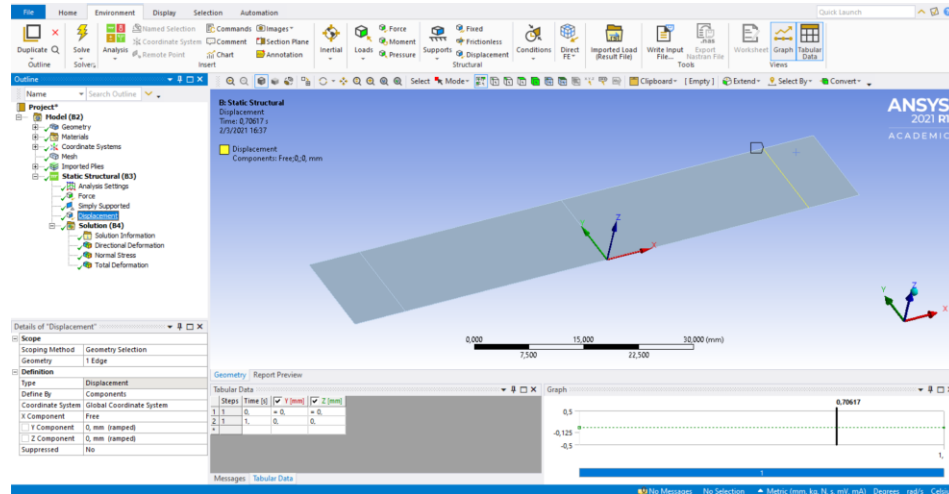


Nota. La imagen muestra la ubicación de las condiciones de apoyo simple.

- Insertamos un apoyo simple en una de las líneas de partición mientras que el otro apoyo corresponde a un desplazamiento libre en el eje X.

Figura 87

Desplazamiento libre en el eje x

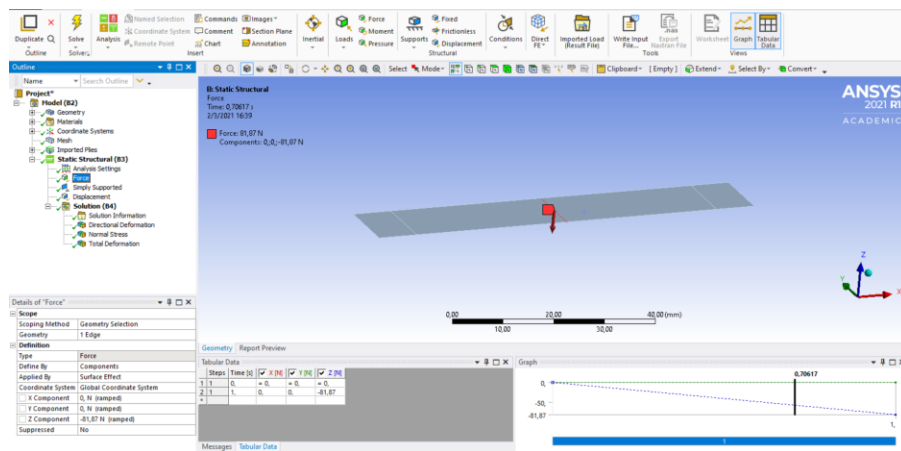


Nota. Este apoyo corresponde a un desplazamiento libre en el eje X.

- Introducimos la fuerza máxima establecida de acuerdo al ensayo experimental

Figura 88

Fuerza introducida

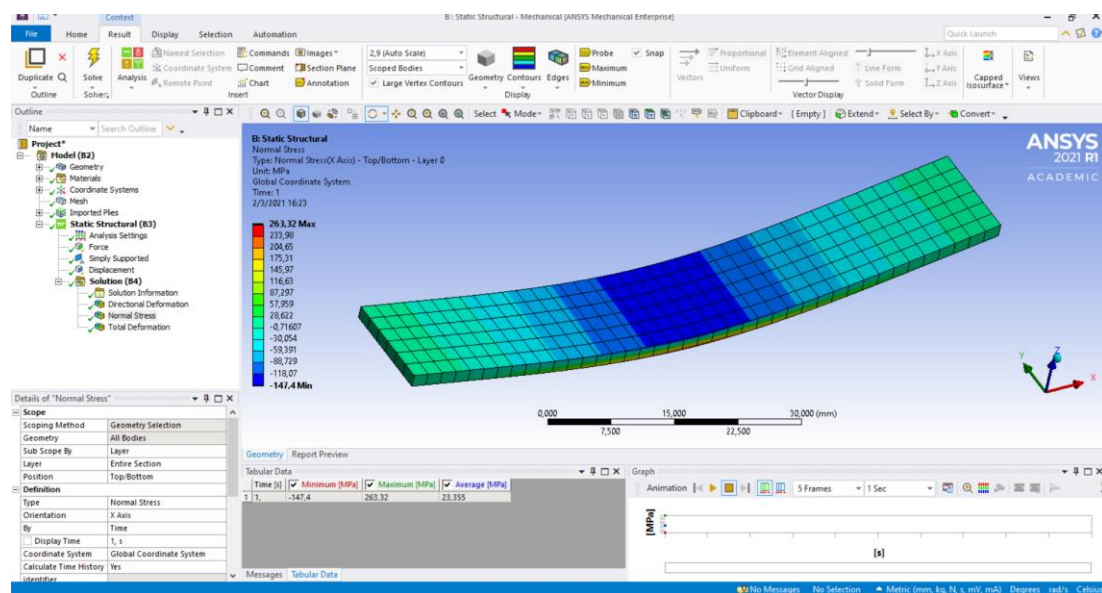


Nota. El gráfico corresponde a la fuerza máxima establecida según el ensayo.

- Ejecutamos la simulación del ensayo de flexión en donde obtenemos que, con una fuerza de 81,87 [N], se obtiene un esfuerzo a la flexión de 263,22 [MPa] que constituyen resultados bastantes cercanos a los obtenidos experimentalmente.

Figura 89

Esfuerzo máximo normal obtenido



Nota. Se ejecuta la simulación del ensayo y se observa el esfuerzo máximo normal obtenido.

Para el cálculo del Módulo de elasticidad se debe ingresar una fuerza que esté dentro del límite elástico del material en estudio; por tanto, se tiene 22,13 [N]; lo que nos da un esfuerzo a la flexión de 67.995 [MPa]

Calculamos el Módulo de elasticidad a la flexión mediante las fórmulas establecidas en la ASTM D709-17.

Figura 90**Cálculo del módulo de elasticidad por flexión**

CALCULO DEL MODULO DE ELASTICIDAD A LA FLEXIÓN

$$\begin{aligned}
 P &:= 22.13\text{N} & b &:= 12.1\text{mm} \\
 \sigma &:= 67.99\text{MPa} & + & & t &:= 1.7\text{mm} \\
 l_0 &:= 64.8\text{mm} \\
 I &:= \frac{b \cdot (t^3)}{12} = 4.954 \times 10^{-12} \text{ m}^4 & \sigma_f &:= \frac{3 \cdot P \cdot l}{2 \cdot b \cdot t^2} = 6.151 \times 10^7 \text{ Pa} \\
 d_{\text{max}} &:= 0.35\text{mm} \\
 D &:= 0.35\text{mm} \\
 \varepsilon_f &:= \frac{6D \cdot l}{t^2} = 47.087 \\
 x &:= \tan\left(\frac{22.13}{15}\right) = 10.443 \\
 n &:= 10.443 \frac{\text{N}}{\text{mm}} \\
 E &:= \frac{l^3 \cdot n}{4 \cdot b \cdot t^3} = 1.195 \times 10^{10} \text{ Pa}
 \end{aligned}$$

Nota: Para el desarrollo del ensayo de flexión simulado ingresamos los valores experimentales obtenidos; así:

Tabla 8

Datos obtenidos experimentalmente

ENSAYO DE FLEXIÓN EXPERIMENTAL		
<i>Fuerza</i>	<i>Esfuerzo máximo</i>	<i>Módulo de elasticidad</i>
81,87[N]	238,98[MPa]	11445,91[MPa]

La tabla recoge los datos obtenidos de manera experimental. Obtenida de Caracterización del material del borde de ataque del avión A-29 B(Carvajal A. , 2020)

El módulo obtenido mediante simulación numérica es de 11950 [MPa] versus el módulo obtenido experimentalmente de 11445,91[MPa] con lo cual determinamos que pertenecen las características al material ensayado experimentalmente.

Una vez determinado que las propiedades mecánicas del material simulado corresponden a las propiedades obtenidas experimentalmente, procedemos a realizar la reparación del borde de ataque del avión A29-B con la certeza de que dicha información ingresada nos dará resultados reales.

Reparación del borde de ataque

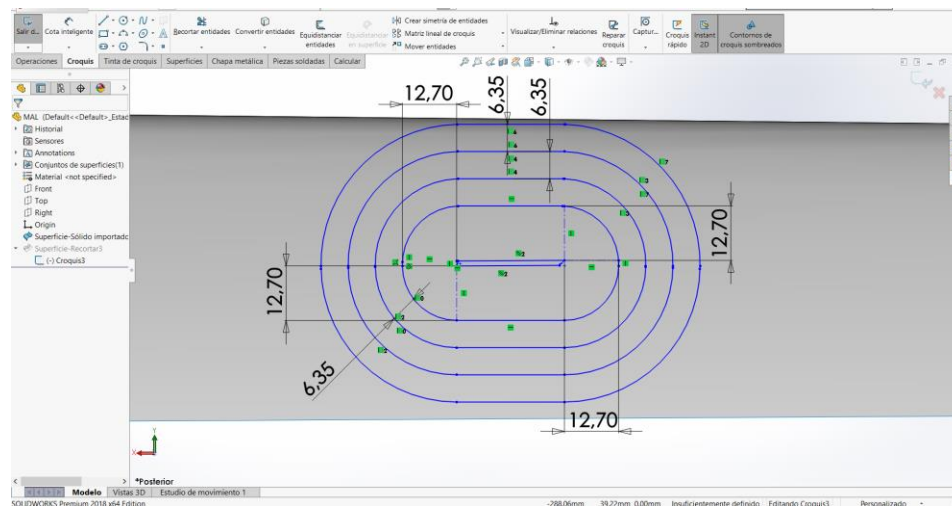
Proceso de reparación

Para el proceso de reparación en el borde de ataque realizamos el siguiente procedimiento:

- Dibujamos los croquis de todos los parches de reparación de acuerdo a las dimensiones de la avería.

Figura 91

Croquis de los parches de reparación

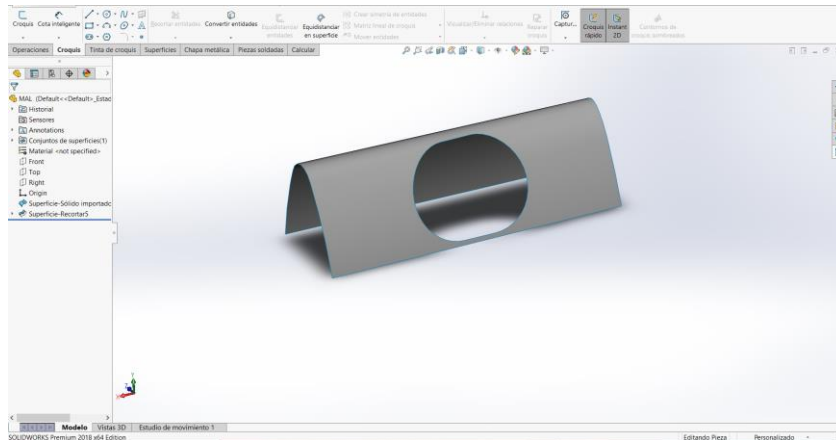


Nota. Se visualiza la creación del croquis de los parches de creación según la avería.

- Continuando detectamos únicamente el parche más externo y procedemos a recortarlo.

Figura 92

Parche recortado

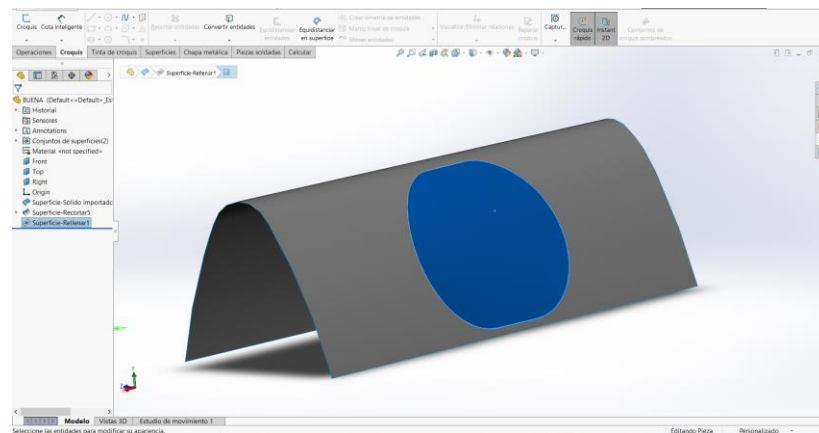


Nota. Para el caso de la simulación haremos un solo parche que corresponde al más externo.

- Rellenamos el parche con una superficie distinta a la del borde de ataque.

Figura 93

Parche rellenado

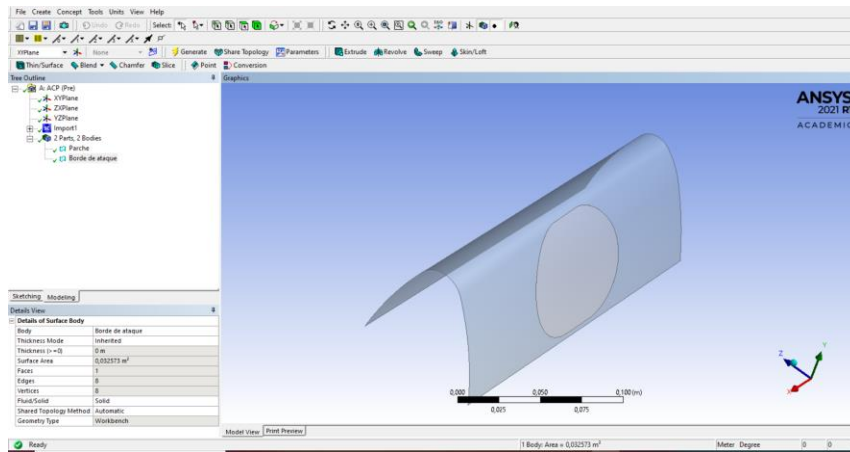


Nota: Se muestra al parche rellenado con una superficie distinta a la del borde de ataque.

- De la misma manera que realizamos las anteriores simulaciones se crea el material y se importan las superficies en Ansys.

Figura 94

Importación de la superficie reparada

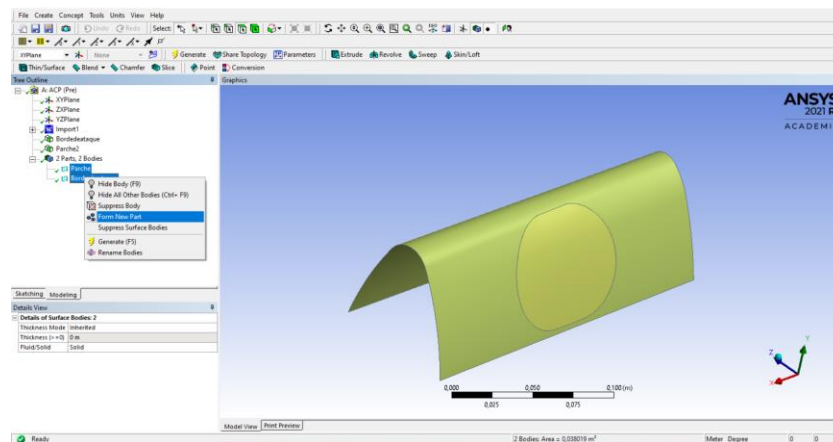


Nota. El gráfico contiene la importación de la superficie reparada en Ansys

- Creamos una sola parte con ambas superficies y también se introducen los espesores.

Figura 95

Borde de ataque y parche en una sola parte

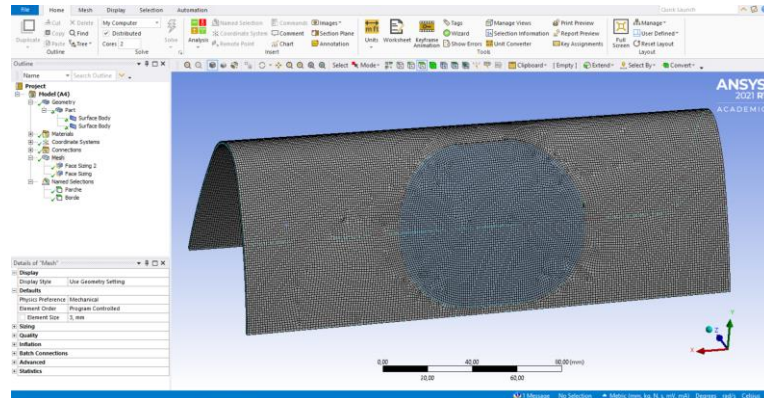


Nota. La imagen representa la unión del borde de ataque y el parche en una sola parte.

- Procedemos a mallar las superficies

Figura 96

Superficies malladas

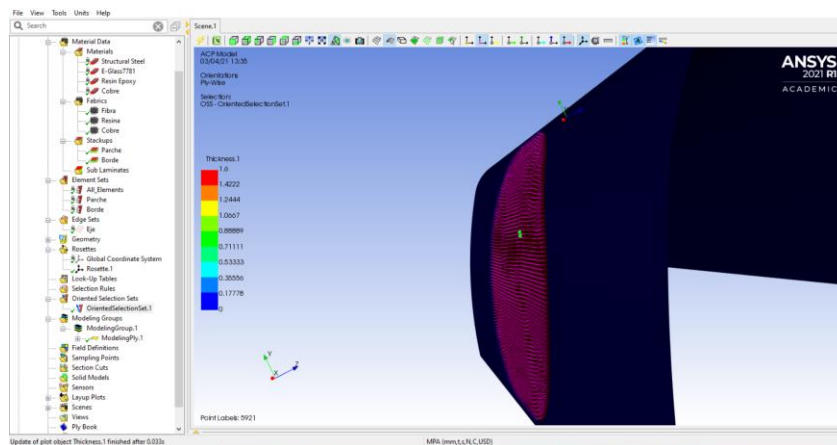


Nota. Se puede visualizar el mallado de las superficies.

- Al igual que en las simulaciones realizadas de las probetas del material ubicamos las disposiciones de capas y orientaciones respectivamente.

Figura 97

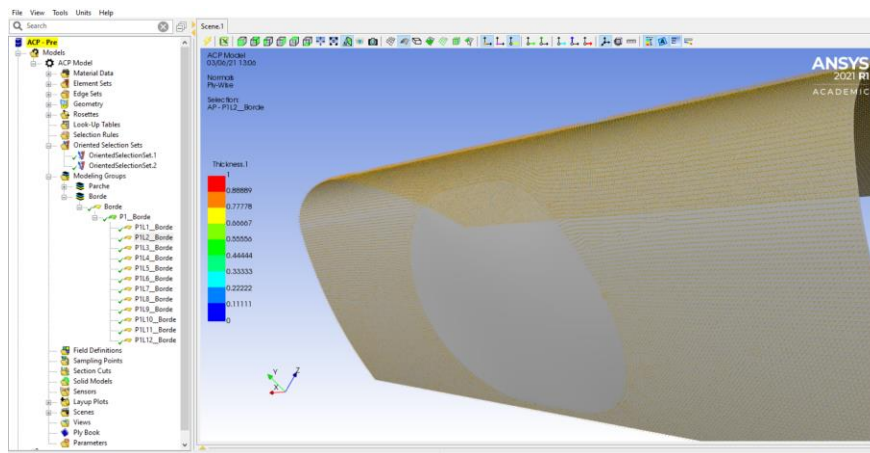
Dirección de las fibras en el parche



Nota. Obsérvese las disposiciones de capas en el parche.

Figura 98

Dirección de las fibras en el borde de ataque



Nota. Esta imagen corresponde a la dirección de las fibras.

Ensayo de probetas reparadas

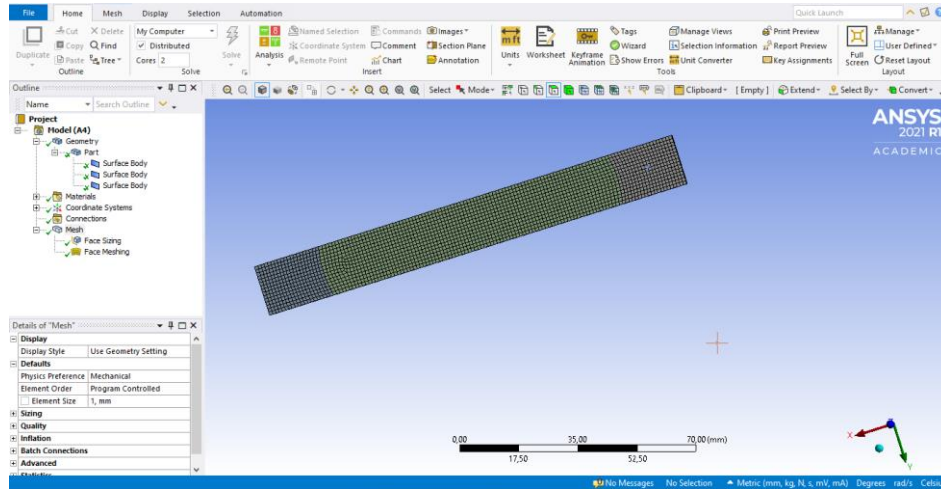
Ensayo de tracción

Probeta de acuerdo al procedimiento de reparación

Nota: Para el desarrollo de las simulaciones de las probetas obtenidas, utilizamos los mismos procedimientos anteriormente descritos, lo que abarca creación del material, disposición de capas; etc.

Figura 99

Probeta con parche de reparación

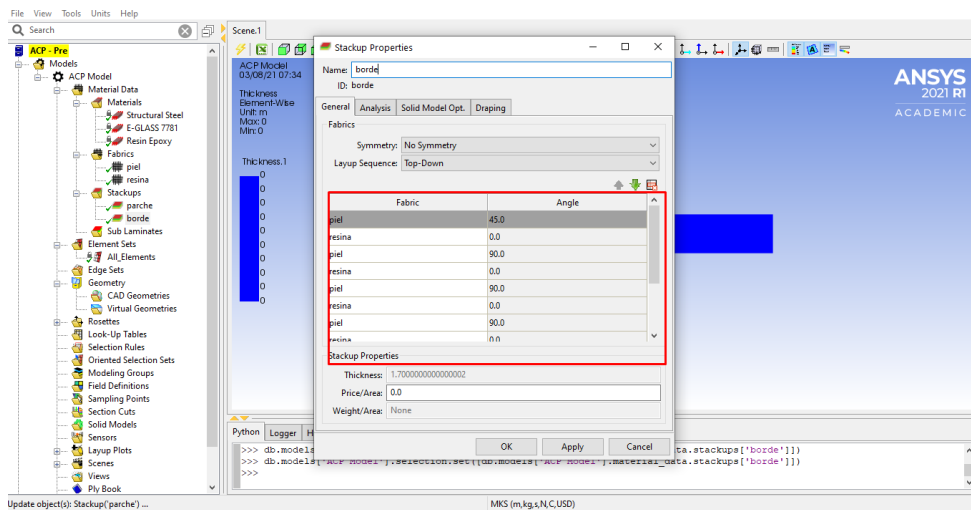


Nota. Se puede percibir la probeta con el parche de reparación.

Al ser, tanto el borde de ataque como el parche de reparación, del mismo material con la misma disposición de capas y orientación tenemos lo siguiente:

Figura 100

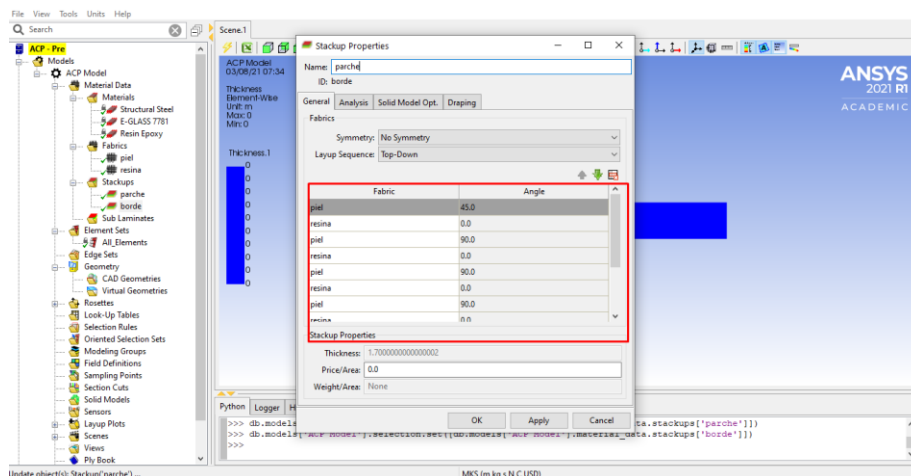
Disposición de capas en el borde de ataque



Nota. Obsérvese la disposición en capas en el borde de ataque

Figura 101

Disposición de capas en el parche de reparación



Nota. La imagen representa las capas en el parche de reparación.

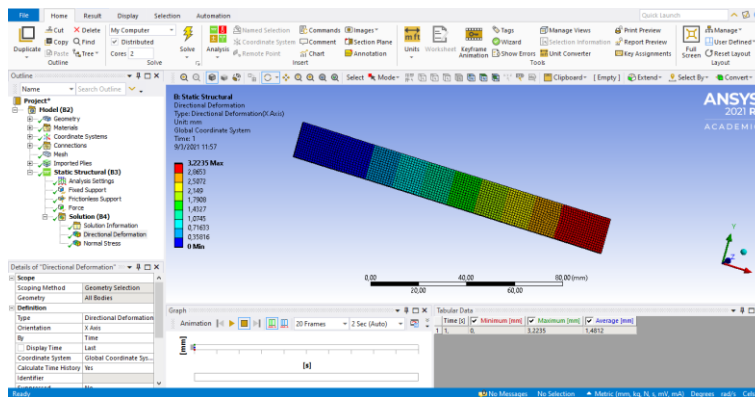
Realizando la simulación del ensayo de tracción con una fuerza de 9108,96[N].

Tenemos los siguientes resultados:

Deformación direccional: 3,2235[mm]

Figura 102

Deformación direccional en el eje x

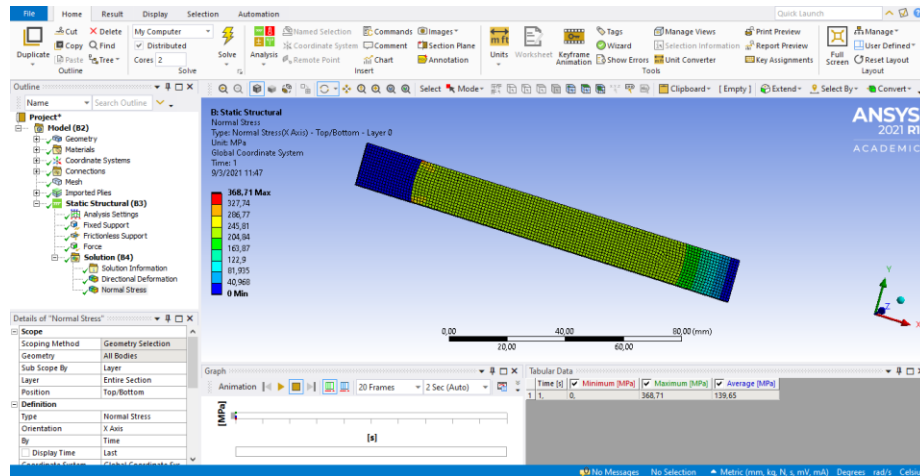


Nota. La deformación direccional en el eje x es de 3,2235[mm]

Esfuerzo normal: 368,71[MPa]

Figura 103

Esfuerzo normal



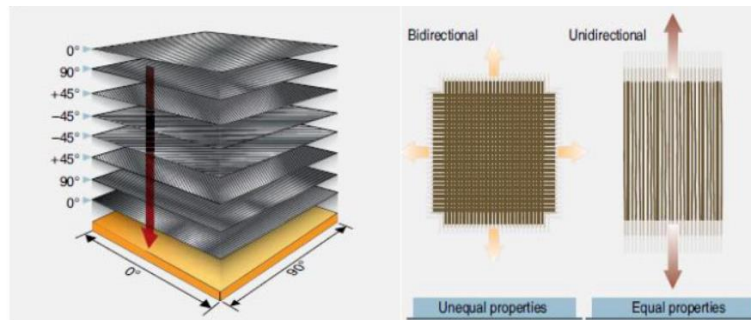
Nota. Representación del esfuerzo normal: 368,71[MPa]

Probeta con errores durante el procedimiento de reparación

Efectuamos el mismo procedimiento de los ítems anteriores, únicamente existen cambios en las disposiciones y orientaciones de las capas que formaron el material compuesto, por efecto de no seguir los pasos que estipula el manual de reparación de la aeronave.

Figura 104

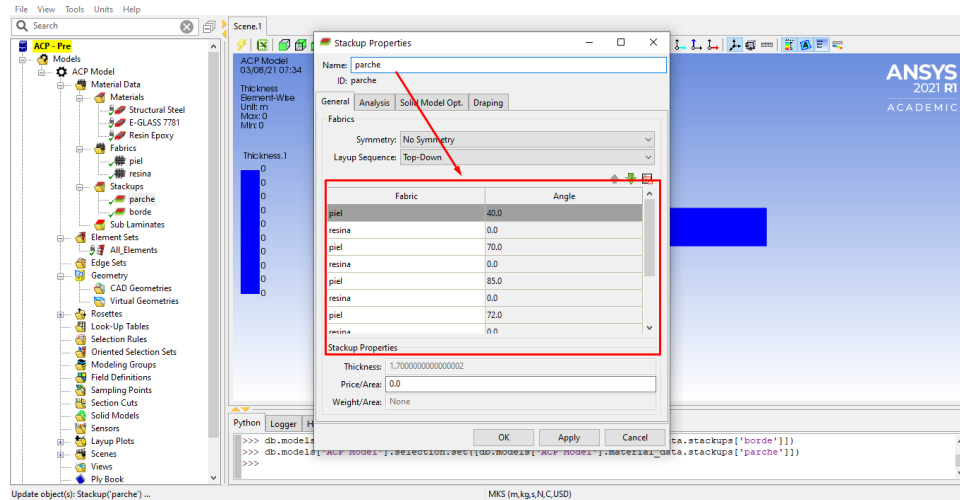
Estratificación del apilamiento de las capas



Nota. Imagen obtenida de MANUFACTURA Y CARACTERIZACIÓN MECÁNICA DE ESTRUCTURAS TIPO SANDWICH FABRICADAS POR INFUSIÓN AL VACÍO PARA COMPONENTES AERONAÚTICOS (Galindo, 2019)

Figura 105

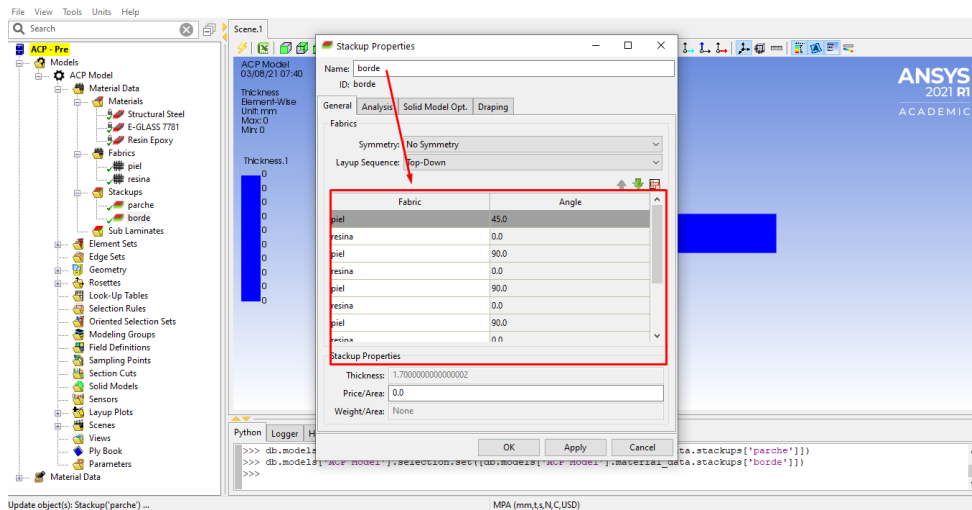
Disposición de capas en el parche



Nota. El proceso tiene cambios en las disposiciones y orientaciones de las capas.

Figura 106

Disposición de capas en el borde de ataque



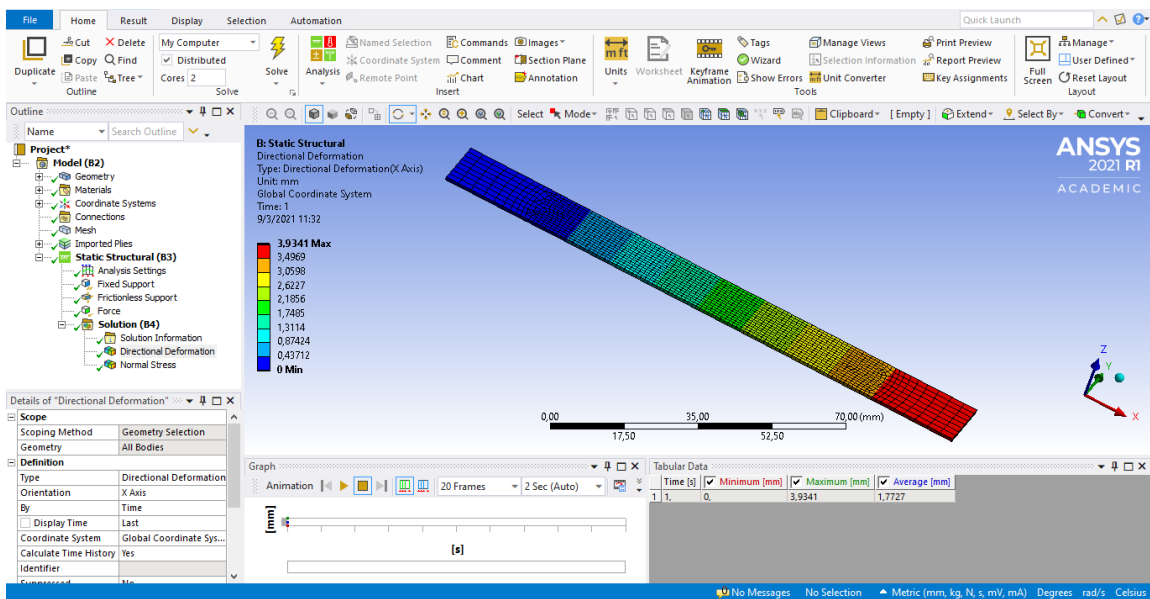
Nota. la imagen muestra el borde de ataque con la disposición de capas.

Realizando la simulación del ensayo de tracción con una fuerza de 9108,96[N]. Tenemos los siguientes resultados:

Deformación direccional: 3,9341[mm]

Figura 107

Deformación direccional en el eje x

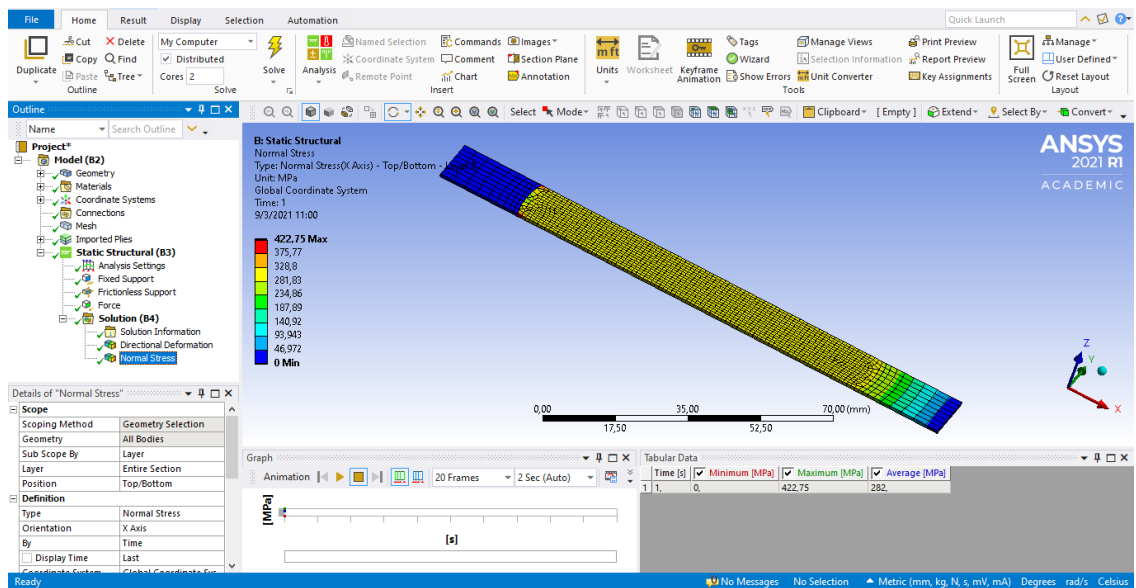


Nota. Obsérvese los resultados de deformación direccional realizando la simulación del ensayo.

Esfuerzo normal: 422,75[MPa]

Figura 108

Esfuerzo normal



Nota. Se puede apreciar el resultado del esfuerzo normal.

Análisis de reparaciones bien y mal realizadas

Al realizar el análisis de los procesos de reparación del borde de ataque de acuerdo al manual de reparación del avión A-29B de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, iniciamos tomando los valores obtenidos mediante los ensayos experimentales de tracción y flexión para posteriormente ingresarlos en el software de simulación ANSYS. (Ver Tabla 7)

Con lo cual se tienen los siguientes resultados de acuerdo al siguiente detalle:

Resultados con probeta de acuerdo al procedimiento de reparación

Tabla 9

Datos obtenidos mediante simulación

ENSAYO DE TRACCIÓN SIMULADO		
<i>Fuerza</i>	<i>Esfuerzo máximo</i>	<i>Deformación direccional en el eje x.</i>
9108,96[N]	368,71[MPa]	3,2235 [mm]

Nota. La tabla reúne los datos obtenidos en el ensayo de tracción simulado.

Resultados de probeta con errores durante el procedimiento de reparación

Tabla 10

Datos obtenidos mediante simulación

ENSAYO DE TRACCIÓN SIMULADO		
<i>Fuerza</i>	<i>Esfuerzo máximo</i>	<i>Deformación direccional en el eje x.</i>
9108,96[N]	422,75[MPa]	3,9341 [mm]

Nota. Esta tabla contiene los resultados de probeta con errores en el procedimiento de reparación.

De acuerdo a los datos mostrados anteriormente se obtiene que, conforme a la reparación ejecutada mediante simulación, siguiendo los pasos que detalla el manual de reparación los valores son bastantes cercanos con el material ensayado experimentalmente obteniendo buenos resultados, consumando que la probeta con estas

características posee buena resistencia para su operación al obtener un desfase únicamente del 0,4% del material original sin reparaciones.

Lo contrario sucede con la probeta que no se ejecutó siguiendo los pasos del manual de reparación, la cual en comparación con el material base muestra un desfase del 4,05% que es bastante alejado de la resistencia requerida, confluendo en que no posee buenas características mecánicas para su desenvolvimiento.

Tabla 11

Datos obtenidos mediante simulación

RESUMEN DE LOS RESULTADOS			
	<i>Reparación bien realizada</i>	<i>Reparación mal realizada</i>	<i>Comprometimiento mecánico del componente</i>
<i>Esfuerzo normal</i>	368,71[MPa]	422,75[MPa]	14.65%

Nota. Los datos de la simulación se resumen en esta tabla

NOTA: No fue posible realizar el ensayo de flexión debido a que las dimensiones del parche superaban las dimensiones de la probeta por lo que la simulación entregada hubiese sido únicamente del parche y no de la reparación en sí.

Capítulo 5 Conclusiones y recomendaciones

Conclusiones

- Mediante la utilización de los softwares Geomagic Desing X y SolidWorks establecimos procedimientos para medir fisuras y determinar el área de las zonas afectadas por hundimiento, estos procedimientos fueron desarrollados de tal manera que no demanden mucho tiempo para la obtención de la información y así agilizar la toma de decisiones en los talleres.
- Establecimos las técnicas adecuadas de escaneado: procedimientos antes del escaneo, durante el escaneo y tratamiento de la nube de puntos obtenida en el software Geomagic Desing X hasta la generación de la superficie del modelo.
- Con la ayuda del Manual General de Mantenimiento (MGM), el Manual de Reparación Estructural (SRM) y órdenes de trabajo elaboradas por personal del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), establecimos los parámetros adecuados para determinar la información más acertada del modelado del material, entiéndase por esto: tipo de fibra, orientación de mallas, cantidad de resina, procedimientos de reparación, diagramado de parches, etc.
- Los valores obtenidos en los ensayos realizados por el método de elementos finitos en el presente trabajo de titulación se validaron con los valores obtenidos en el trabajo de titulación “Caracterización del material compuesto del borde de ataque de la pieza P/N 314-19390-402 del avión super tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana” de la autora Ana Belén Carvajal, esto correspondía la buena aproximación del material simulado en el software ANSY ACP.
- Considerando dimensiones fuera del rango utilizado por los técnicos de la Fuerza Aérea y errores humanos o de instrumentos que se podrían presentar en

elaboraciones de parches de reparación, se simuló una reparación no apta y se comparó con una reparación ideal, en este procedimiento pudimos determinar que la fisura mal reparada compromete la resistencia a la tracción del componente en un 4.05% con respecto a la reparación bien elaborada.

Recomendaciones

- Implementar los procedimientos computacionales en la obtención de información de daños especialmente en medidas que generen conflicto debido a que estos generan menor error al momento de medir y lo hace con apreciación de 1 diez milésimas de milímetro a diferencia de instrumentos de taller que lo hacen con apreciación de 2 centésimas de milímetro.
- Considerar todas las observaciones dadas en el procedimiento de escaneado, hacer énfasis en formas geométricas definidas como: líneas rectas, círculos, bordes, etc; para de esta manera evitar modificaciones computacionales del modelo original escaneado.
- Se continúe realizando estudios de los materiales que componen el material compuesto en las diferentes secciones del borde de ataque debido a que la caracterización realizada corresponde a una sección del componente en mención mas no al elemento en sí.

Bibliografía

Avision Inc. (2019). *Escáner de mano*. Hsinchu: Avision Inc.

Barbero, E. (2014). *Finite analysis of composite materials using ansys*. CRC Press: Florida.

Beires, A., Machado, T., Gardolinski, G., & Correa, A. (2015). Comparative analysis of a structural repair in a light aircrafts fuselage using finite element method. *CILAMCE*, 1-15.

Besednjak, A. (2005). *Materiales compuestos. Procesos de fabricación de embarcaciones*. Barcelona: Edicions UPC.

Bey, D. (2006). *Diseño de fabricación en fibra de carbono de un compensador de giro de una aeronave*. España: UCA.

Bryden, D. (2014). *CAD and Rpid Prototyping for Product Design*. Londres: Laurence King.

Cárdenas, C., & Vásquez, A. (2010). *Diseño y construcción de un soporte de ametralladora para el helicóptero del Ejército Ecuatoriano, MI-171, utilizando materiales compuestos laminados*. Sangolquí: ESPE.

Carrasco, J. (2006). Tecnología avanzada del diseño y manufactura asistidos por computador - CAD/CAM. *Prospectiva*, IV(1), 75-81.

Carrasco, M. (2015). *Materiales compuestos poliméricos con matriz poliéster y fibra de carbono y su incidencia en las propiedades mecánicas de tracción*. Ambato: UTA.

Carvajal, A. (2020). *Caracterización del material del borde de ataque del avión A-29 B*. Quito.

Carvajal, A. B. (2020). *Caracterización del material compuesto del borde de ataque del avión A-29*. Quito. Obtenido de

<https://lenguajedeingenieria.files.wordpress.com/2013/02/introduccion3b3n-al-cad-cam.pdf>

Castillo, G. (2006). *“El Diseñador Industrial asistido por computadora, para la innovación de su trabajo en Guatemala.* Guatemala : Universidad Rafael Landívar.

Dávila, J., Galeas, S., Guerrero, V., Pontón, P., Rosas, N., Sotomayor, V., & Valdivieso, C. (2011). *Nuevos materiales. Aplicaciones estructurales e industriales.* Quito: Imprefepp.

Donoso, P., & Rodríguez, C. (2005). *Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos con desarrollo de modelos para validación de resultados.* Sangolquí: ESPE.

EI-Hakim, S. (2002). Detailed 3D reconstruction of monuments using multiple techniques" en. *Corfú-Grecia*, 58-64.

Embraer. (2015). *A-29 Structural Repair Manual.* United States.

Galindo, J. (2019). *MANUFACTURA Y CARACTERIZACIÓN MECÁNICA DE ESTRUCTURAS TIPO SANDWICH FABRICADAS POR INFUSIÓN AL VACÍO PARA COMPONENTES AERONAÚTICOS.* QUERÉTARO.

Geosystems S.L. (16 de Noviembre de 2019). *Escáner Láser: Qué es, Cuales son sus funciones, y que diferentes Tipos hay?* Recuperado el 18 de Julio de 2020, de https://topotienda.com/noticias/11_escaner-laser-que-es-cuales-son-sus-funciones

Geotop. (12 de Enero de 2020). *Escáner láser 3D RTC360.* Recuperado el 12 de Julio de 2020 , de <https://www.geotop.ec/tienda/escaner-laser/leica-escaner-laser/scanners/escaner-laser-3d-rtc360/>

- Granda, L. (2016). *Evaluación de las propiedades de materiales compuestos fabricados a partir de fibras semiquímicas de leucaena collinsii y polipropileno*. Girona: Universitat de Girona.
- Guillén, R. (11 de Marzo de 2016). *Ingeniería Inversa*. Recuperado el 11 de Julio de 2020, de <http://fundicionesrice.com/assets/frontend/cartas/TNL92/TNL92esp.htm>
- Henry, K. (2012). *Drawing for Product Designers*. Londres: Laurence King.
- Hernández, I. (2015). *Reconstrucción de superficies a partir de nubes de puntos obtenidas con métodos fotogramétricos*. Madrid: HIR.
- Lerma, J., & Biosca, J. (2008). *Teoría y práctica del Escaneado Láser Terrestre*. Madrid : UPV.
- López, I. (2016). *Optimización y análisis de la estructura de un ala con materiales compuestos*. Silao de la Victoria: UPIIG.
- Mayolema, E. (2012). *Elaboración de un módulo de enseñanza – aprendizaje, sobre órdenes técnicas para fortalecer conocimientos de la especialidad de abastecimientos del personal de alumnos y aerotécnicos de la fuerza aérea ecuatoriana*. Latacunga: ITSA.
- McMahon, C., & Browne, J. (2018). *Principles, Practice and Manufacturing Management*. Madison: Universidad de Wisconsin.
- Mireles, R. (2010). *Teoría de fallas y sus aplicaciones* . San Nicolás.
- Olmedo, J. (2008). *Diseño de estructuras tipo cáscara basada en materiales compuestos laminares, utilizando elementos finitos* . Quito.
- Olmedo, J. (21 de Abril de 2008). *Diseño de estructuras tipo cáscara basadas en materiales compuestos laminares, utilizando el método de elementos finitos*. Quito, Pichincha, Ecuador: Escuela Politécnica Nacional.

- Pérez, C. (2016). *Naval Composites: Los materiales compuestos y la industria naval*. Barcelona: Universitat Politècnica de Catalunya.
- Pérez, M., & Sánchez, M. (Junio de 2014). Fundamentos de la mecánica de los materiales compuestos. Catalunya, Barcelona, España: Universitat Politècnica de Catalunya.
- Plataforma Aeroespacial Española. (2010). *Armonización de las Actividades en Materiales Compuestos para Aeronáutica y Espacio en España*. Madrid: Plataforma Aeroespacial.
- SAMAT INGENIERÍA. (2019). SAMAT. Recuperado el 11 de Julio de 2020, de <https://www.ingenieriasamat.es>
- Sánchez, M. (2004). *Construcción de un avión Da-40 Diamonds Star a escala a partir de materiales compuestos para fines didácticos*. Quito: ESPE.
- Stupenengo, F. (2011). *Materiales compuestos*. Buenos Aires: Colección Encuentro Inet.
- ULA. (2015). *Estados de Esfuerzos y deformaciones*. Caracas: Universidad de los Andes.
- Universidad de Valencia. (2013). *Introducción al CAD/CAM*. Valencia: Open Course Ware. Obtenido de <https://lenguajedeingenieria.files.wordpress.com/2013/02/introduccion-al-cad-cam.pdf>
- Universidad de Valencia. (2015). *Introducción a los Sistemas*. Valencia : Universidad de Valencia.
- Wlady, W. (Agosto de 2014). *Catarina*. Obtenido de <http://catarina.udlap.mx>
- Yau, H. (1995). Reverse engineering in the design of engine intake and exhaust ports. En S. Haque. England.