



Evaluación de materiales de alta disponibilidad para el rediseño estructural en un RPA X-8

Samuel Aarón Vergara Carilao

Memoria de Título presentada a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de
Concepción para optar al título profesional de Ingeniero Civil Aeroespacial

Profesor guía:
Dr. Frank J. Tinapp Dautzenberg

Julio 2026
Concepción, Chile

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría dar gracias a Dios por cumplir sus promesas y darme las capacidades para llegar hasta este punto de mi vida, también quisiera agradecer a mi familia por su constante apoyo y todo el esfuerzo que actualmente me tiene acá. Quiero agradecer especialmente a mis abuelos por ser un ejemplo de perseverancia y resiliencia desde que tengo conciencia. También a mi tía Nermi a quien le tengo un cariño inmenso y siempre me dió palabras de fé y ánimo. Finalmente, agradezco inmensamente a mi tío, madre, padre y hermanos por apoyarme a lo largo de toda mi vida.

Quisiera también agradecer a mis amigos que formaron parte de este trayecto, tanto los que permanecieron hasta ahora como los que quedaron en el camino. Mis amigos de Lomas Coloradas que me han acompañado desde que tengo uso de razón y los que conocí en la Universidad que les guardo un gran cariño y conservo lindos recuerdos que jamás olvidaré.

También agradezco a mi pareja por todo el apoyo brindado el tiempo que hemos compartido, por todas las alegrías que me ha permitido vivir junto a ella y por estar siempre ahí en cada momento.

Agradezco también el apoyo y la guía brindada tanto por mi profesor guía Dr. Frank Tinapp como de los profesores Bernardo Hernández y Carlos Lanziotti en la realización de este proyecto y a lo largo de la carrera.

De igual forma, quiero agradecer a Don Fernano Solís, Rodrigo Henríquez y Alejandro Roríguez que me recibieron durante mi práctica y me brindaron una bonita primera experiencia laboral.

Por último, quiero agradecer a todos aquellos que alguna vez me han brindado una mano cuando lo necesitaba, que con sus buenas acciones y de buena fé me ayudaron de una u otra forma.

Resumen

En este trabajo se aborda la problemática de la sustitución de la fibra de carbono original estructural de un RPA X-8 por materiales de alta disponibilidad, manteniendo viabilidad estructural mediante adecuaciones geométricas menores. La metodología consiste en un proceso de caracterización del estado de carga más exigente en el componente crítico, obteniendo un comportamiento mecánico de referencia, para luego seleccionar iterativamente materiales candidatos en base a criterios mecánicos mínimos y disponibilidad, lo cual después culmina en una evaluación de desempeño estructural de forma analítica y por elementos finitos (FEM). Finalmente, se realizan ensayos experimentales de flexión que se comparan con ensayos de flexión simulados. Los resultados de este estudio indican que materiales como las aleaciones de aluminio o plásticos como filamentos 3D satisfacen los factores de seguridad impuestos, siendo la inercia de la sección una variable determinante para los requerimientos mecánicos reduciendo estos hasta en un 50%. Del contraste de factores de seguridad analítico y numérico se indica que el método computacional es mucho más conservador, con variaciones que llegan en el peor de los casos al 70%. De las comparaciones experimentales y numéricas para ensayos de flexión se obtienen variaciones menores en las rigideces estructurales resultando la estructura mucho más rígida que lo estimado por la información de referencia. Finalmente, se concluye que es factible sustituir la fibra de carbono por otros materiales de alta disponibilidad conservando integridad estructural, sin embargo, surgen otras aristas del problema tal como la problemática térmica.

Abstract

This work addresses the problem of substituting the original carbon fiber of the structural arm of an X-8 RPA with highly available materials, maintaining structural viability through minor geometric adaptations. The methodology consists of characterizing the most demanding load state on the critical component to establish a reference mechanical behavior, followed by an iterative selection of candidate materials based on minimum mechanical criteria and availability. This process culminates in a structural performance evaluation using both analytical methods and finite element modeling (FEM). Finally, experimental bending tests are conducted and compared with simulated bending tests. The results of this study indicate that materials such as aluminum alloys or 3D printing plastic filaments satisfy the imposed safety factors. The cross-sectional inertia proved to be a determining variable for the mechanical requirements, reducing them by up to 50%. The comparison between analytical and numerical safety factors indicates that the computational method is significantly more conservative, with variations reaching up to 70% in the worst-case scenario. Experimental and numerical comparisons for the bending tests yielded minor variations in structural stiffness, demonstrating that the structure is considerably stiffer than estimated by the reference data. Finally, it is concluded that it is feasible to substitute the carbon fiber with other highly available materials while preserving structural integrity. However, other facets of the problema arise, such as the termal issue.

Contenidos

Lista de Figuras	1
Lista de Tablas.....	3
Lista de Anexos	4
Nomenclatura	5
1 Introducción	8
1.1 Contexto	8
1.2 Justificación del problema	9
1.3 Hipótesis.....	9
1.4 Objetivos	9
1.4.1 Objetivos específicos	9
1.5 Metodología y descripción del trabajo	10
1.5.1 OE 1: Caracterización estructural	10
1.5.2 OE 2: Selección de materiales	10
1.5.3 OE 3: Evaluación estructural.....	10
1.5.4 OE 4 Contraste experimental/numérico	11
2 Estado del arte	11
2.1 Sobre los multirrotadores.....	11
2.2 Sobre los materiales	11
2.3 Sobre el diseño	12
2.4 Sobre los cálculos y simulaciones.....	12
2.5 Sobre las validaciones experimentales.....	12
3 Fundamentos teóricos.....	13
3.1 Mecánica de sólidos y teoría de vigas	13
3.1.1 Esfuerzos en flexión.....	13
3.1.2 Torsión en perfiles huecos de pared delgada	13
3.1.3 Deflexión y rigidez estructural	13
3.1.4 Teoría de falla de Von Mises	14
3.2 Concentradores de esfuerzos	14
3.3 Comportamiento dinámico	15
3.4 Fatiga	15
3.5 Fundamentos de análisis FEM	16
3.5.1 Elementos Shell	16

4	<i>Caracterización estructural</i>	16
4.1	Objeto de análisis	16
4.1.1	Configuraciones posibles del RPA	18
4.1.2	Estado de cargas del RPA y componente crítico	18
4.1.3	Carga crítica	20
4.2	Modelamiento analítico del componente crítico	22
4.2.1	Reducción del sistema	22
4.2.2	Análisis dinámico	23
4.2.3	Análisis estático	24
4.3	Modelamiento numérico del componente crítico	27
4.3.1	Aislación del modelo geométrico	28
4.3.2	Mallado de la geometría de interés	28
4.3.3	Configuración del análisis FEM y comparación de resultados	31
5	<i>Proceso de selección de materiales</i>	32
5.1	Criterios de selección	32
5.1.1	Límites de esfuerzos	32
5.1.2	Límites de densidad	33
5.1.3	Módulo de Young requerido	33
5.1.4	Influencia geométrica en los requerimientos mecánicos	34
5.2	Iteraciones de selección	34
5.2.1	Primera iteración	34
5.2.2	Segunda iteración	35
5.2.3	Tercera iteración	36
5.2.4	Cuarta iteración	38
5.2.5	Quinta iteración	40
5.2.6	Sexta iteración	41
5.3	Resultados de selección	42
6	<i>Evaluación estructural</i>	43
6.1	Configuraciones evaluadas	43
6.2	Evaluación analítica	44
6.2.1	Geometría original	44
6.2.2	Geometría circular	45
6.2.3	Geometría rectangular	45
6.2.4	Geometría cuarta iteración	46
6.3	Evaluación numérica	47
6.3.1	Geometría original	47
6.3.2	Geometría circular	48
6.3.3	Geometría rectangular	49
6.3.4	Geometría cuarta iteración	49

6.4	Contraste analítico-numérico	50
6.5	Configuraciones seleccionadas	50
7	<i>Validación experimental</i>	51
7.1	Diseño del ensayo	51
7.2	Diseño de la simulación FEM	53
7.3	Resultados	55
8	<i>Discusión</i>	58
9	<i>Conclusiones</i>	60
	<i>Referencias</i>	61
	<i>Anexos</i>	64

Lista de Figuras

Figura 1. Aplicaciones exploradas en UAV's. [6]	8
Figura 2. Distribuciones geométricas posibles. [31]	17
Figura 3. Geometría de la placa central y dimensiones de la sección.	17
Figura 4. Estructura del RPA completa.....	18
Figura 5. Salidas PWM del Autopiloto.	19
Figura 6. Maniobra combinada.	19
Figura 7. Adaptador para el RPA en configuración de lanzadera.....	20
Figura 8. Ficha técnica del motor.	21
Figura 9. Batería y hélices en uso.....	21
Figura 10. Banco de ensayos.	22
Figura 11. Sistema masa resorte.	23
Figura 12. Plano del brazo original en estudio.	24
Figura 13. Diagrama del brazo.....	25
Figura 14. Material de referencia basal del RPA.	26
Figura 15. Brazo aislado.	28
Figura 16. Midsurface de la geometría seccionada.....	28
Figura 17. Configuración del mallado.....	29
Figura 18. Configuración de las capas de inflación.	29
Figura 19. Configuración de Edge Sizing para agujeros.	30
Figura 20. Vista isométrica del mallado.....	30
Figura 21. Elementos en los bordes de los agujeros.....	30
Figura 22. Esquema del proyecto.	31
Figura 23. Configuración de la simulación.	31
Figura 24. Etapas de selección.....	32
Figura 25. Primera iteración de selección.	35
Figura 26. Segunda iteración de selección.	36
Figura 27. Geometría propuesta para 3ra iteración.....	36
Figura 28. Tercera iteración de selección.....	37
Figura 29. Geometría propuesta para 4ta iteración.....	38
Figura 30. Distribución para cables según iteración de diseño.....	39
Figura 31. Cuarta iteración de selección.....	39
Figura 32. Geometría alternativa, perfil circular.....	40
Figura 33. Quinta iteración de selección.	41
Figura 34. Geometría alternativa, perfil rectangular.	41
Figura 35. Sexta iteración de selección.	42
Figura 36. Geometría de gota lateral aplicada a la impresión.	51
Figura 37. Dimensiones del ensayo.....	51
Figura 38. Máquina usada en el ensayo.	52
Figura 39. Probetas numeradas y fabricadas.....	52
Figura 40. Brazo de PLA y aluminio bajo ensayo de flexión de 3 puntos.	53
Figura 41. Esquema del proyecto.	54

Figura 42. Modelo computacional ensayo de flexión a 3 puntos.	54
Figura 43. Árbol de la simulación de flexión a 3 puntos.	55
Figura 44. Comparativa entre PLA ajustado y el PLA de referencia.	56
Figura 45. Comparativa entre fibra de carbono ajustada y la de referencia.....	57
Figura 46. Comparativa entre aluminio ajustado y aluminio de referencia.....	57

Lista de Tablas

Tabla 1: Masa por configuración del RPA.....	18
Tabla 2. Caracterización de hélice y motor.....	22
Tabla 3. Resultados de análisis dinámico.....	24
Tabla 4. Valores de variables del diagrama del brazo.	25
Tabla 5. Valor de las variables de interés.	27
Tabla 6. Comparación de parámetros de calidad	31
Tabla 7. Comparación analítica con numérica.....	31
Tabla 8. Análisis de sensibilidad para criterio de deflexión.	34
Tabla 9. Impacto del espesor sobre los requerimientos para 2da iteración.	35
Tabla 10. Impacto del espesor sobre los requerimientos para 3ra iteración.	37
Tabla 11. Impacto del espesor sobre los requerimientos para 4ta iteración.....	38
Tabla 12. Impacto del espesor sobre los requerimientos para la 5ta iteración.....	40
Tabla 13. Impacto del espesor sobre los requerimientos para la 6ta iteración.....	42
Tabla 14. Valor de los parámetros por iteración.	43
Tabla 15. Resumen de resultados de selección.	43
Tabla 16 Resultados de evaluación de materiales para geometría original.	44
Tabla 17. Resultados de evaluación de materiales para geometría circular.	45
Tabla 18. Resultados de evaluación de materiales para geometría rectangular.	45
Tabla 19. Resultados de evaluación de materiales para geometría propuesta.....	46
Tabla 20. Resultados de evaluación de materiales para geometría original.	47
Tabla 21. Resultados de evaluación de materiales para geometría circular.	48
Tabla 22. Resultados de evaluación de materiales para geometría rectangular.	49
Tabla 23. Resultados de evaluación de materiales para geometría propuesta.....	49
Tabla 24. Rigideces obtenidas experimentalmente.	52
Tabla 25. Tabla resumen de rigideces experimental/numérica.	55
Tabla 26. Tabla resumen resultados analítico-numéricos.	56

Lista de Anexos

Anexo 1: Carta Gantt del proyecto.	64
Anexo 2: Resultados de proceso de caracterización de hélice 10x4,5 para motor “Sunny Sky V2216-12”.	65
Anexo 3: Iteraciones para convergencia de malla.	65
Anexo 4: Listado de materiales por geometría.	66
Anexo 5: Iteraciones de cálculo por espesor y material para geometría original.	67
Anexo 6: Iteraciones de cálculo por espesor y material para geometría circular.	88
Anexo 7: Iteraciones de cálculo por espesor y material para geometría rectangular.	94
Anexo 8: Iteraciones de cálculo por espesor y material para geometría propuesta.	101
Anexo 9: Contraste de factores de seguridad analítico-numérico.	115
Anexo 10: Planos piezas a fabricar.	118
Anexo 11: Gráfica experimental fibra de carbono.	118
Anexo 12: Gráfica experimental aluminio.	119
Anexo 13: Gráfica experimental PLA.	119
Anexo 14: Gráfico simulación fibra de carbono.	120
Anexo 15: Gráfico simulación aluminio.	120
Anexo 16: Gráfico simulación PLA.	121
Anexo 17: Recalculo ajustado numérico por material y geometría.	121

Nomenclatura

a : Coeficiente de resistencia a la fatiga

A_x : Reacción de fuerza en el eje x

A_y : Reacción de fuerza en el eje y

A_m : Área media encerrada

ABS: Acrilonitrilo Butadieno Estireno

b : Exponente de resistencia a la fatiga

c : Distancia al eje neutro

C : Amortiguamiento

CFD: Computational Fluid Dynamics

d : Diámetro del agujero del perno

D : ancho de la sección

E : Módulo de elasticidad

E_{req} : Módulo de Young (elasticidad) requerido

ESC: Electronic Speed Controller

FEM: Finite Element Method

F : Fuerza

FS: Factor de seguridad

$FS_{deseado}$: Factor de seguridad deseado

F_{mot} : Fuerza de los motores

F_{bat} : Fuerza del peso de la batería

f_{exc} : Frecuencia de excitación

f_{hel} : Frecuencia de giro de las hélices

GNSS: Global Navigation Satellite System

h : alto de la sección

I : Inercia de la sección.

I_{neta} : Inercia neta de la sección.

I_{total} : Inercia total de la sección

$I_{agujero}$: Inercia de los agujeros.

k_{eq} : Rigidez equivalente

K_t : Concentrador teórico de esfuerzos normales

K_{ts} : Concentrador teórico de esfuerzos cortantes

LTA: Laboratorio de Técnicas Aeroespaciales

L: Largo

L_{bat} : Distancia desde el punto A hasta el punto de aplicación de la batería

L_{mot} : Distancia desde el punto A hasta el punto de aplicación de la fuerza de los motores

m : Masa

M: Momento Flector

M_A : Reacción de momento en el punto A.

M_D : índice de optimización

M_{eq} : Masa equivalente

M_{brazo} : Masa del brazo del RPA

M_{motor} : Masa de los motores

$M_{hélices}$: Masa de las hélices

$M_{soportes}$: Masa de los soportes

M_{pernos} : Masa de los pernos

N : Número de ciclos hasta la falla

P: Carga puntual

PETG: Polietileno Tereftalato Glicolizado

PLA: Ácido Poliláctico

PP: Polipropileno

PS: Poliestireno

PWM: Ancho de pulso

r : Razón de frecuencias (excitación/natural)

RPA: Remoted Piloted Aircraft *[Nota del editor: en español el plural de una sigla no lleva apóstrofo; se recomienda escribir «los RPA» en lugar de «los RPA's» en todo el documento.]*

RTK: Real Time Kinematics

S_f : Resistencia a la fatiga

t: Espesor del perfil/sección

T: Momento torsor

UAV: Unmanned Aerial Vehicles

V : Volumen

$\ddot{x}$: Aceleración en la dirección

x : Desplazamiento en la dirección

Símbolos Griegos

σ : Esfuerzo normal

$\sigma_{agujero}$: Esfuerzo máximo en el agujero

$\sigma_{diseño}$: Esfuerzo de diseño

σ_{VM} : Esfuerzo equivalente de Von Mises

σ_y : Límite de fluencia

σ_{nom} : Esfuerzo nominal

$\sigma_{máx}$: Esfuerzo máximo

τ_{nom} : Esfuerzo cortante nominal

$\tau_{máx}$: Esfuerzo cortante máximo

τ : Esfuerzo cortante

δ : Deflexión

δ_{total} : Deflexión total

δ_{motor} : Deflexión de empuje del motor

δ_{bat} : Deflexión del peso de la batería

θ : Rotación en el extremo libre

w_n : Frecuencia natural

π : Número de pi

ρ : Densidad

1 Introducción

1.1 Contexto

Las tecnologías UAV (Unmanned Aerial Vehicle) han experimentado un desarrollo exponencial en la última década. Este avance es evidente al analizar las proyecciones de mercado; por ejemplo, según datos de Statista (2019) citados por la Revista de la Marina web [1], se estima que el número de drones comercializados creció de aproximadamente 650.000 unidades en 2020 a más de 2.650.000 en 2025. Este crecimiento representa un incremento superior al 300% en tan solo cinco años, lo que indica un gran auge de estas tecnologías.

La integración de estas plataformas en sectores críticos como la geomática [2], la agronomía [3], las ciencias ambientales [4], el control fronterizo con el “Plan Escudo Fronterizo” [5] y la defensa, evidencia no solo una madurez tecnológica, sino también la urgencia de reducir la dependencia logística de insumos extranjeros. Estas y muchas otras aplicaciones son ilustradas en la Figura 1.

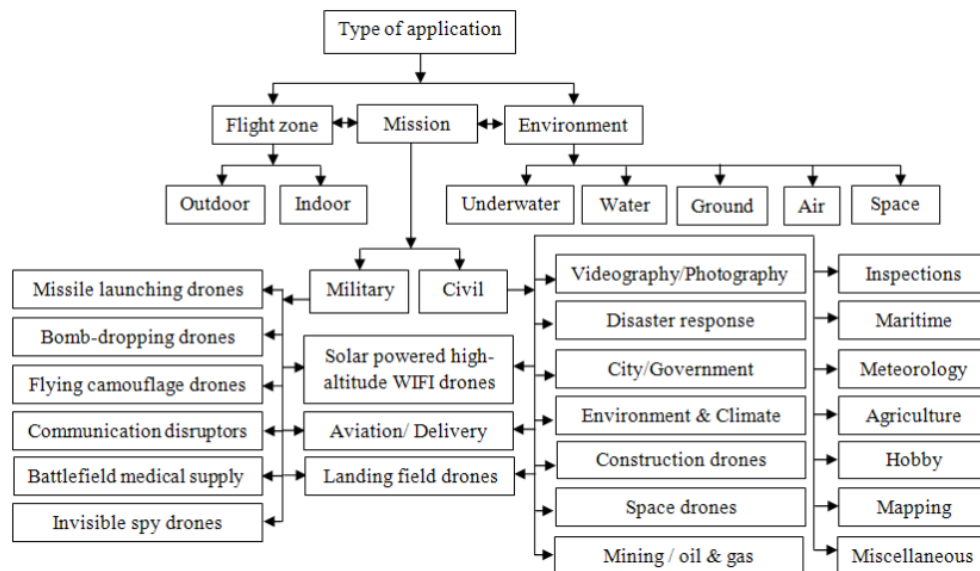


Figura 1. Aplicaciones exploradas en UAV's. [6]

A nivel nacional, iniciativas como “Drones para Chile” [7], articulada por el Ministerio de Defensa y diversas instituciones aglomeradas bajo el modelo de la triple hélice, buscan fomentar la industria local y cerrar brechas tecnológicas mediante la colaboración entre academia, sector público e industria privada. En este marco, el Laboratorio de Técnicas Aeroespacial (LTA) de la Universidad de Concepción desarrolla y opera plataformas multirrotores, enfrentando el desafío de reducir la dependencia de materiales compuestos importados mediante el desarrollo de soluciones de fabricación local.

1.2 Justificación del problema

Dentro de las líneas de desarrollo del Laboratorio de Técnicas Aeroespaciales, destaca la manufactura y operación de plataformas multirrotores. No obstante, el diseño de estas aeronaves enfrenta un desafío crítico: el empleo de materiales compuestos importados, principalmente la fibra de carbono. Esta dependencia logística no solo incrementa los costos de producción, sino que limita la autonomía técnica y retrasa el desarrollo de soluciones avanzadas a nivel local.

Históricamente, el uso de la fibra de carbono se justifica por sus excepcionales propiedades mecánicas. Sin embargo, en el caso específico de los RPA X-8 (Remotely Piloted Aircraft) fabricados, se estima un sobredimensionamiento estructural derivado de la ausencia de un análisis detallado. Al no existir un cálculo que determine los límites reales de la estructura, se opta por el material de mayor rendimiento disponible, ignorando posibles alternativas.

Ante este escenario, surge la incógnita de si es posible encontrar materiales sustitutos de alta disponibilidad que cumplan con las exigencias operativas y se asimilen al rendimiento de la fibra de carbono para el RPA X-8.

1.3 Hipótesis

Es posible sustituir la fibra de carbono estructural de un RPA X-8 por materiales de alta disponibilidad, manteniendo viabilidad estructural mediante adecuaciones geométricas menores, de modo que la resistencia, rigidez y frecuencias de resonancia se mantengan dentro de los límites admisibles, lo cual es verificable a través de estudios analítico-numéricos y ensayos experimentales.

1.4 Objetivos

Sustituir la fibra de carbono estructural de un RPA X-8 por materiales de alta disponibilidad, evaluando mediante estudios analítico-numéricos las alternativas junto con las adecuaciones geométricas requeridas para asegurar la integridad mecánica ante las cargas críticas, validando los resultados experimentalmente.

1.4.1 Objetivos específicos

- **OE 1:** Caracterizar el estado de carga crítico al que se somete la estructura del RPA X-8, estableciendo un comportamiento mecánico de referencia en el componente crítico con el material original mediante un estudio analítico y simulaciones de elementos finitos.
- **OE 2:** Seleccionar un conjunto acotado de materiales candidatos para el brazo del RPA X-8, filtrando un universo de materiales según los requerimientos mecánicos mínimos del componente y su disponibilidad en el mercado nacional.
- **OE 3:** Evaluar el desempeño estructural de las configuraciones seleccionadas de material y geometría, mediante un estudio analítico y simulaciones de elementos finitos, comprobando que los esfuerzos, deflexiones, frecuencias naturales y vida a fatiga cumplen con los criterios de integridad bajo las condiciones críticas de vuelo.

- **OE 4:** Contrastar experimentalmente el comportamiento estructural del componente crítico fabricado en al menos 2 materiales seleccionados, mediante ensayos de flexión, comparando la rigidez medida con rigideces simuladas en base al modelo computacional del ensayo.

1.5 Metodología y descripción del trabajo

El proyecto de sustitución de materiales se desarrolla en el Laboratorio de Técnicas Aeroespaciales y se divide en un conjunto de actividades relacionadas con cada objetivo específico, respetando el orden cronológico de la Carta Gantt anexada en el informe.

1.5.1 OE 1: Caracterización estructural

Este objetivo busca establecer el comportamiento mecánico de referencia del RPA X-8 original, fabricado en fibra de carbono, identificando el componente crítico durante las operaciones. Esta línea base es esencial para evaluar posteriormente el reemplazo del material.

Se caracterizan las distintas configuraciones del RPA pesando sus componentes mediante balanzas comerciales SF-400 (con incertidumbre de 1 gramo), y se identifican los estados de carga a partir de los registros de vuelo previos, obtenidos de los sensores internos del autopiloto PixHawk 4 y consultados mediante el software “Mission Planner” de “Ardupilot”. Con esta información se identifica el componente crítico bajo el estado de carga más exigente, considerando un factor de seguridad. Finalmente, la respuesta mecánica de dicho componente se estima mediante cálculos analíticos, basados en ecuaciones de la mecánica de sólidos y los sistemas dinámicos, contrastando los resultados con un análisis de elementos finitos realizado en “Ansys Workbench” sobre el modelo computacional del componente crítico del RPA.

1.5.2 OE 2: Selección de materiales

El propósito es acotar el universo de materiales a un conjunto de materiales viables para el brazo, considerando que no todo material es adecuado para la realidad operativa del RPA.

La selección se realiza en el software “Granta Edupack”, siguiendo la metodología de selección de materiales de Ashby [8]. A partir de los requerimientos mecánicos mínimos del componente (Rigidez, resistencia y densidad), que dependen de las configuraciones geométricas evaluadas, las cuales son generadas en el software de “Autodesk Fusion”. Posteriormente, se determinan criterios de selección que acotan el universo de materiales. Finalmente se aplica un filtro de disponibilidad en el mercado nacional, obteniendo un conjunto reducido de candidatos a evaluar.

1.5.3 OE 3: Evaluación estructural

Una vez seleccionados los candidatos, se verifica su desempeño estructural en el componente crítico, comparándolo con el comportamiento de referencia establecido en el primer objetivo. Para ello, se realizan cálculos analíticos de esfuerzos, deflexiones, fatiga y frecuencias naturales, variando el material sobre la formulación desarrollada en el primer objetivo específico contrastando con simulaciones de elementos finitos en “Ansys

Workbench”. A partir de la bibliografía se determinan parámetros de calidad de mallado, refinando las zonas de interés con procesos iterativos de convergencia de mallado.

Finalmente, se generan los planos de la pieza en “Autodesk Fusion” y se fabrican en el material de interés.

1.5.4 OE 4 Contraste experimental/numérico

Este objetivo busca contrastar el comportamiento estructural real de las piezas fabricadas con lo estimado numéricamente. Se genera por ende un modelo computacional de un ensayo de flexión realizado experimentalmente con las piezas fabricadas, determinando las dimensiones del ensayo y extrayendo la información para ambos casos de análisis.

Una vez obtenido el módulo corregido se corrigen los cálculos analíticos y numéricos para los materiales y geometrías.

2 Estado del arte

2.1 Sobre los multirrotores

Un RPA es una aeronave no tripulada operada por un piloto remoto desde una estación de control [9]. El RPA X-8 corresponde, además, a una configuración multirrotores, en la que el control y la sustentación se logran mediante múltiples motores. Estas tecnologías se rigen por los mismos principios físicos que cualquier aeronave propulsada por hélices, según el artículo [10] una aeronave de este tipo está compuesta por un “Airframe”, que corresponde a un soporte de materiales idóneamente ligeros y de alta resistencia como la fibra de carbono, combinando sistemas globales de navegación satelital GNSS con unidades de medición inercial y controladores de vuelo. Por ende, la importancia de los materiales resulta crucial, pues debe optimizar su peso para mayor autonomía de vuelo y debe ser resistente a condiciones adversas y cargas inherentes.

2.2 Sobre los materiales

El análisis de materiales alternativos es una temática ampliamente estudiada. Como se muestra en el antecedente [11], se compara el rendimiento estructural y térmico entre fibra de carbono y aluminio de aleación 6061-T6. De este estudio se obtiene como primera conclusión que la selección de los materiales del multirrotores tiene un gran impacto en su comportamiento mecánico y térmico, con perfiles de vibraciones mucho más estables y previniendo sobrecalentamiento con diferencias de hasta 30°C respecto a la fibra de carbono.

Respecto a otro tipo de materiales utilizados, la industria avala la utilización de polímeros de fácil acceso y moldeo, tales como: Polipropileno (PP), Poliestireno (PS) y el Acrilonitrilo Butadieno Estireno (ABS) comercial, ofreciendo excelente flexibilidad y resistencia al impacto [10] [12]. Por otro lado, existen investigaciones en materiales naturales sostenibles y de desecho como refuerzo, incluyendo filamentos y matrices poliméricas con cáscaras de soja [13], diatomeas [14], fibras de lino [15]. Este tipo de materiales demuestra la factibilidad en el uso de plásticos y materiales alternativos cotidianos.

El auge de las tecnologías de manufactura aditiva o impresión 3D, también presenta ventajas notables respecto a su uso estratégico en diversos componentes. En el estudio [16] se concluye que las estructuras impresas en mezclas extruidas de PLA (Ácido Poliláctico) y ABS logran balances superiores entre la resistencia a la tracción del PLA con la ductilidad y resistencia a la flexión del ABS. En paralelo, en el artículo [17] se concluye que componentes como brazos o soportes de motor, que requieren de una alta rigidez, pueden ser fabricados en impresión 3D con matrices de Nylon o PETG (Tereftalato de Polietileno Glicolizado) reforzadas con fibra de carbono o Kevlar, multiplicando la resistencia frente al plástico puro superando problemas de fragilidad estructural. Otro avance al respecto se presenta en [18], donde se concluye que para solucionar los problemas de porosidad interna en impresión 3D, el sometimiento a postratamientos térmicos reduce los vacíos internos mejorando por ende la resistencia al corte interlaminar hasta un 145%.

2.3 Sobre el diseño

Respecto al diseño de los RPA's, existen avances en optimización topológica y el diseño generativo tanto de piezas como de la totalidad de la aeronave. Estas metodologías eliminan mediante algoritmos el material de la pieza en zonas de bajo estrés y lo concentra en rutas de tensión principales. El trabajo [12] demuestra la viabilidad de estas técnicas al reducir un diseño de 426 gramos a 120 gramos sin comprometer en simulaciones el límite elástico de los materiales estructurales, sin embargo, se centra en aeronaves pequeñas sin muchas exigencias operativas.

2.4 Sobre los cálculos y simulaciones

Trabajos como [9] denotan la importancia de un análisis analítico y numérico mediante simulaciones de elementos finitos, destacando condiciones de borde, mallados y resultados en base a deformaciones y estrés en los brazos del RPA. El estudio [8] presenta una metodología de cálculo y análisis analítico enfocado en la selección de materiales donde se dibujan condiciones de borde en base a diversos criterios. Otras fuentes como [11] y [19] profundizan en el estudio de las vibraciones en la estructura principal del RPA, analizando las frecuencias resonantes para diversas maniobras, en ambas fuentes se destaca la aplicación de métodos experimentales con simulaciones, comparando las diferencias porcentuales entre estos.

Otro tipo de simulaciones se analizan en referencias como [20] y [21], donde las simulaciones CFD (Computational Fluid Dynamics) y FEM (Finite Element Method) son utilizadas en paralelo para poder optimizar estructuras, conocer la estabilidad y eficiencia aerodinámica.

2.5 Sobre las validaciones experimentales

Respecto a los análisis vibratorios experimentales que se ejecutan para RPA's, en el estudio [19] se presentan pruebas de ensayos por impacto de martillo con el objetivo de conocer sus modos de vibrar, por otro lado, pruebas experimentales en vuelo se presentan en publicaciones como [22] donde se analizan las vibraciones. Respecto al rendimiento térmico podemos observar análisis de las temperaturas de los motores posterior a vuelos en el estudio [11] donde se resalta la importancia de la selección del material en la conductividad

térmica, respecto a fabricación podemos observar prototipados en 3D en publicaciones previas [21]. Finalmente, el análisis de deflexiones y estrés en la estructura no es muy estudiado fuera de las simulaciones, como por ejemplo el análisis de los brazos de RPA's que pueden ser aproximados como vigas empotradas, procedimientos experimentales para pruebas de estos pueden ser aproximados por guías de laboratorio como las presentadas en el estudio [23].

3 Fundamentos teóricos

El diseño estructural de sistemas aeroespaciales presenta desafíos al exigir garantizar la integridad mecánica y minimizar la masa del sistema. Para lograr un correcto diseño de los miembros estructurales bajo cargas dinámicas el análisis debe sustentarse en los principios de la mecánica de sólidos.

3.1 Mecánica de sólidos y teoría de vigas

3.1.1 Esfuerzos en flexión

El esfuerzo normal (σ) inducido por un momento flector puro para una sección transversal simétrica se define en la ecuación 1.

$$\sigma = \frac{Mc}{I} \quad (1)$$

En esta ecuación se define el momento flector interno en la sección evaluada como "M", la distancia hasta el eje neutro desde la fibra de interés como "c", y finalmente el momento de inercia del área respecto al eje neutro como "I".

3.1.2 Torsión en perfiles huecos de pared delgada

A diferencia de secciones macizas, en tubos de pared delgada el esfuerzo cortante (τ) se asume constante a través del espesor de la pared. Este comportamiento se modela en base a la siguiente ecuación 2.

$$\tau = \left(\frac{T}{2A_m t} \right) \quad (2)$$

Donde "T" es el momento torsor aplicado, " A_m " representa el área media encerrada por la línea central del perfil de la pared, y "t" el espesor de la sección.

3.1.3 Deflexión y rigidez estructural

En el diseño de UAV's, la verificación de la rigidez estructural es tan crítica como el análisis de resistencia. Una deflexión excesiva en los soportes de los motores altera los vectores de empuje, comprometiendo el control y la estabilidad en las mediciones de los sensores inerciales.

Para caracterizar la deflexión de componentes bajo flexión, en base a la derivación de la ecuación de la curva elástica, se obtiene la ecuación 3, que define su comportamiento bajo una carga puntual en el extremo.

$$\delta = \frac{PL^3}{3EI} \quad (3)$$

Esta ecuación plantea la relación entre la deflexión (δ) en base a una carga puntual (P), y el largo del elemento (L), de forma inversamente proporcional al módulo de elasticidad (E) y la inercia de la geometría a analizar.

Otra relación importante es la presentada en la expresión 4, obtenida también de la ecuación de la curva elástica, ya que permite obtener θ (rotación en el extremo libre).

$$\theta = \frac{PL^2}{2EI} \quad (4)$$

Dado que ambas expresiones son proporcionales, se puede obtener la relación 5, la cual representa la desalineación del vector empuje respecto a su orientación original.

$$\theta = \frac{3\delta}{2L} \quad (5)$$

3.1.4 Teoría de falla de Von Mises

La combinación de esfuerzo normal por flexión y esfuerzo cortante por torsión genera un estado de esfuerzos multiaxial en la estructura. Para poder evaluar la fluencia o falla del material, la mecánica de sólidos recurre al esfuerzo equivalente de Von Mises (σ_{VM}), que se define analíticamente mediante la expresión 6.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} \quad (6)$$

Se establece un material como seguro cuando su esfuerzo equivalente se mantiene por debajo del límite de fluencia (σ_y) del material.

3.2 Concentradores de esfuerzos

Las ecuaciones de flexión y torsión asumen un campo de esfuerzos uniforme o lineal. Sin embargo, las estructuras reales presentan perforaciones y discontinuidades producto de las fijaciones mecánicas.

Estas incisiones alteran el flujo de los esfuerzos, concentrando tensiones en los alrededores de la discontinuidad. Para poder cuantificar esta amplificación, se definen factores para cargas normales (K_t) el cual es calculado según la ecuación 7, y cargas cortantes (K_{ts}), los cuales dependen de las proporciones geométricas de la sección.

$$K_t = 3 - 3,14 \frac{d}{D} + 3,667 \left(\frac{d}{D}\right)^2 - 1,527 \left(\frac{d}{D}\right)^3 \quad (7)$$

Los esfuerzos normales de la sección se definen como nominales y se amplifican según las relaciones 8 y 9, presentadas en [24].

$$\sigma_{m\acute{a}x} = K_t \sigma_{nom} \quad (8)$$

$$\tau_{m\acute{a}x} = K_{ts} \tau_{nom} \quad (9)$$

3.3 Comportamiento dinámico

Las fuerzas dinámicas de las aeronaves no son constantes en el tiempo y presentan variaciones al modificar el empuje de la aeronave. Para poder encontrar estos máximos, se hace uso de las ecuaciones de los sistemas dinámicos [25], donde los sistemas pueden ser reducidos a la expresión 10.

$$M_{eq}\ddot{x}(t) + c\dot{x} + k_{eq}x = F \quad (10)$$

Esta ecuación relaciona la masa equivalente (M_{eq}), amortiguamiento (c), rigidez equivalente (k_{eq}), fuerza de aplicación (F) y el grado de libertad en estudio (x). En base a la mecánica de sólidos [26], se puede obtener la rigidez equivalente según la ecuación 11.

$$k_{eq} = \frac{3EI}{L^3} \quad (11)$$

Por otro lado, el estudio de las vibraciones se relaciona con factores como la masa equivalente y la rigidez, para poder obtener este parámetro se hace uso de la ecuación 12 proveniente del estudio de los sistemas dinámicos.

$$w_n = \sqrt{\frac{k_{eq}}{M_{eq}}} \quad (12)$$

3.4 Fatiga

El sometimiento de los materiales o estructuras a cargas cíclicas y progresivas en el tiempo genera un interés genuino, especialmente en las estructuras aeroespaciales, sobre el mecanismo de falla de la fatiga [27]. Por ende, es de suma importancia estimar la vida útil de la estructura en base a su material asociado, para ello se hace uso del criterio de Goodman presentado en la ecuación 13.

$$\frac{\sigma_m}{\sigma_r} + \frac{\sigma_a}{\sigma_n} = 1 \quad (13)$$

Este criterio relaciona los esfuerzos de rotura (σ_r), el esfuerzo equivalente (σ_n), el esfuerzo medio (σ_m), y el esfuerzo alterno (σ_a). De estos, los últimos dos esfuerzos se calculan por las ecuaciones 14 y 15 respectivamente.

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{m\acute{a}x} - \sigma_{m\acute{i}n}}{2} \quad (14)$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{m\acute{a}x} + \sigma_{m\acute{i}n}}{2} \quad (15)$$

Definiendo el esfuerzo máximo como el generado por la carga mayor a la cual es sometida la estructura y el esfuerzo mínimo como la menor.

A continuación, se definen las ecuaciones para la estimación de la vida útil presentadas en [8]. Estas ecuaciones corresponden a la curva S-N que permiten la obtención de los ciclos de vuelo para un esfuerzo equivalente dado. La primera ecuación de interés corresponde a la 16, y corresponde a la ecuación general de la fatiga.

$$S_f = aN^b \quad (16)$$

Mediante la aplicación de logaritmos esta ecuación resulta en la expresión 17.

$$\log S_f = b \log N + \log a \quad (17)$$

De estas dos ecuaciones a y b son constantes y corresponden a coeficientes de resistencia a la fatiga, se relacionan también el número de ciclos hasta la falla (N) y la resistencia a la fatiga (S_f).

3.5 Fundamentos de análisis FEM

Las formulaciones analíticas presentan limitaciones al evaluar geometrías no prismáticas o configuraciones de carga complejas. Para este tipo de aplicaciones, se emplean los métodos de elementos finitos FEM, que es una técnica de aproximación numérica que discretiza el objeto de estudio en un conjunto de elementos interconectados mediante nodos, resolviendo las ecuaciones diferenciales de elasticidad lineal mediante métodos matriciales. [28]

3.5.1 Elementos Shell

En un análisis de estructuras aeronáuticas cuyo espesor es significativamente menor que sus otras dimensiones, el uso de elementos 3D sólidos resulta computacionalmente ineficiente y puede inducir rigidez artificial. Para mitigar estos efectos en estructuras de pared delgada se utilizan elementos de cáscara o “Shell”.

La formulación de los elementos Shell se fundamenta en la teoría de placas de Mindlin-Reissner [29]. Teoría que incluye los efectos de la deformación por cortante.

La aplicabilidad de este tipo de elementos está sujeta a límites geométricos estrictos. Según estándares de verificación y validación [30], la formulación de cáscaras mantiene su precisión numérica cuando la relación entre el espesor y la dimensión característica del panel se mantenga en 10:1. Sobre esta relación es necesario aplicar elementos sólidos tridimensionales.

4 Caracterización estructural

4.1 Objeto de análisis

A modo de iniciación, es necesario comprender el RPA u objeto de estudio. El diseño desarrollado en la Universidad de Concepción consiste en una estructura fabricada en placas y perfiles de fibra de carbono de High Strength (HS) de tres mil filamentos de carbono entrelazados (3k) en una geometría simétrica en forma de cruz correspondiente a la distribución “Octa” o “Quad” que se presenta en la Figura 2.

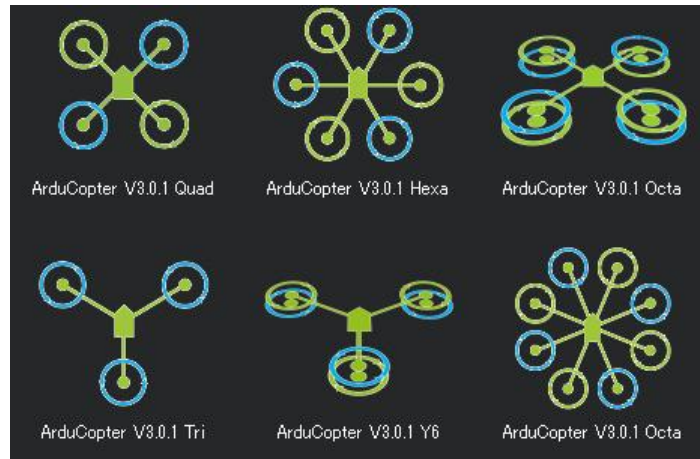


Figura 2. Distribuciones geométricas posibles. [31]

Respecto a los elementos estructurales, el RPA está compuesto de dos placas centrales de 1 milímetro de espesor, y están separadas por cuatro brazos que corresponden a perfiles rectangulares huecos de 22,8 centímetros de largo cuya sección cuadrada es de 20.5x20.5x1,12 milímetros de ancho (D), alto (h) y espesor de pared respectivamente.

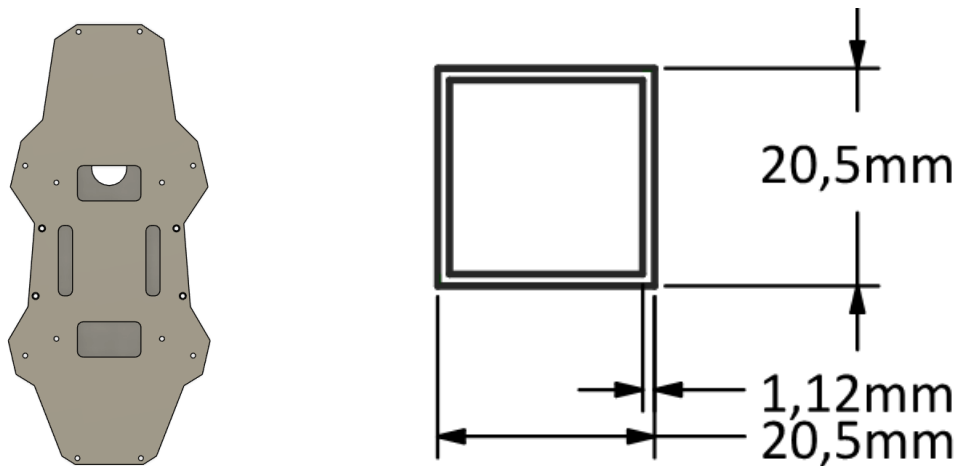


Figura 3. Geometría de la placa central y dimensiones de la sección.

El resto de la estructura corresponde a dos soportes de baterías que se conectan mediante uniones pernadas con cada par de brazos. Por otro lado, existen soportes o “patas” responsables de posar el dron en superficies planas, soportes de los motores en los extremos de los brazos y un “Hub” central donde se monta el autopiloto y el resto de electrónica asociada.

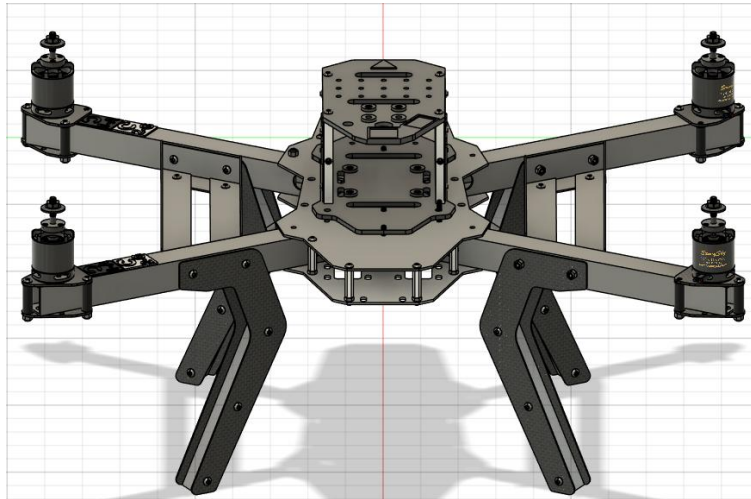


Figura 4. Estructura del RPA completa.

4.1.1 Configuraciones posibles del RPA

El RPA, en la configuración que presenta, permite una gran cantidad de aplicaciones y configuraciones. Estas utilidades exploradas incluyen el montaje de diversos dispositivos que dan pie a las siguientes tres aplicaciones de interés en el Laboratorio de Técnicas Aeroespaciales: Lanzadera, fotogrametría y RTK (Real Time Kinematics).

Estas configuraciones son de interés debido a que no poseen un peso uniforme, por ende, las cargas que el RPA debe generar en su empuje varían entre ellas. Para poder escoger una para el análisis, se pesa cada componente necesario de cada configuración y se escoge la distribución más exigente, resultados que se presentan en la Tabla 1.

Tabla 1. Masa por configuración del RPA.

Configuración	Masa [kg]
Base	2,7342
Fotogrametría	2,9422
Lanzadera	3,7442
RTK	2,8242

De este proceso, se concluye que el RPA en configuración de “Lanzadera” es el más exigente ya que consiste en una configuración capaz de llevar payload de hasta 0,5 [kg] y para ello requiere de sus ocho motores correspondientes que generan un aumento significativo en su masa significativamente respecto de su estado base.

4.1.2 Estado de cargas del RPA y componente crítico

El estado de cargas varía con el movimiento que se está realizando en la operación, movimientos como: Roll, pitch y yaw, exigen de formas distintas al RPA. Por ejemplo, una maniobra de roll o pitch, concentra la carga principalmente en los brazos contrarios al movimiento, generando un desequilibrio de momentos que permite la maniobra, sacando del estado de “Hover” o vuelo estacionario al RPA. Para poder determinar cuál es la más exigente es necesario analizar registros de vuelos anteriores con tal de conocer cómo el objeto de estudio se comporta en la operación, haciendo uso de “Mission Planner” y la

función de “DataFlash logs” se logra descargar la información almacenada dentro del Autopiloto de las diversas variables que registra, monitoreando en este caso el ancho de pulso (PWM) que el Autopiloto envía a cada controlador de velocidad (ESC) de cada motor bajo el nombre de “RCOU” en los canales del 1 al 8 correspondientes a los motores.

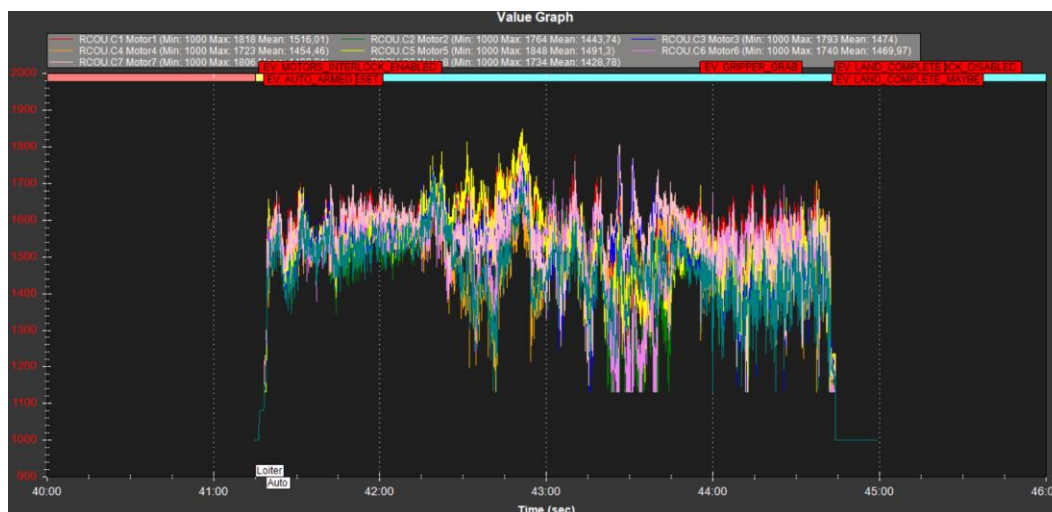


Figura 5. Salidas PWM del Autopiloto.

De estos registros se aprecian mínimos, máximos y medias, y se le asigna un color a cada una de las salidas. Considerando como máximo configurado para cada canal de 1900 y como mínimo 1130, se puede apreciar que la exigencia promedio de cada motor ronda el 75% de la capacidad, y respecto a máximos se encuentra un punto de interés en una maniobra que correspondería a un pitch y un roll a la vez en un movimiento diagonal que se presencia en el mapa, tal como se aprecia en la Figura 6.

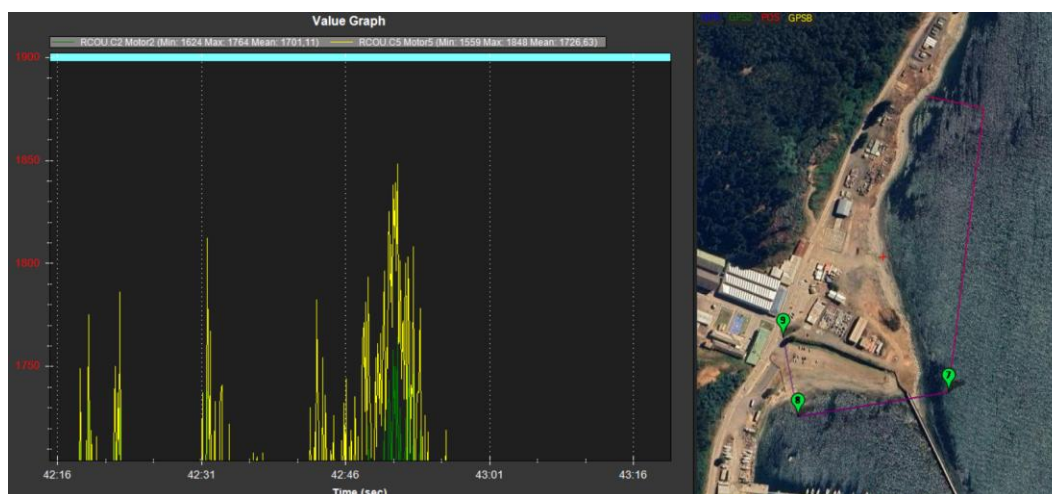


Figura 6. Maniobra combinada.

Esta maniobra coincide con los motores de uno de los brazos del RPA analizado, por otro lado, el adaptador que se instala en el RPA se presenta en la Figura 7, esto entrega claras señales de que existen estados de carga que exigen de forma inequívoca los brazos, por ende, estos deben soportar cargas máximas hasta de dos motores simultáneamente.

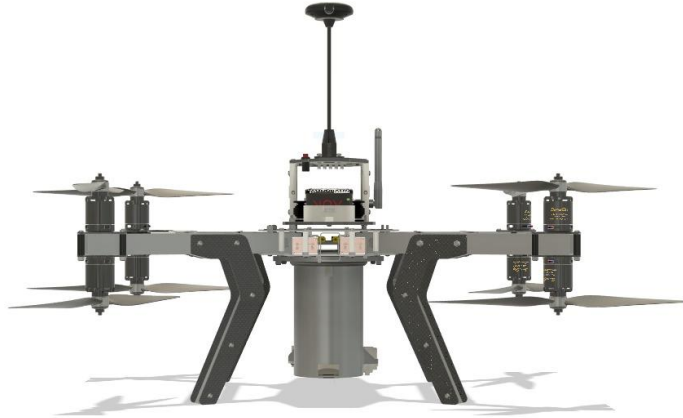


Figura 7. Adaptador para el RPA en configuración de lanzadera.

De este análisis, se determina como componente crítico el brazo del RPA, esto debido a que es el responsable de transmitir y soportar las cargas que los motores generan al exigirse más o menos según las operaciones. En particular, la zona crítica dentro del brazo corresponde a los pernos de sujeción con las placas centrales y su zona circundante, pues estos agujeros presentan concentradores de esfuerzos que podrían generar fallas mecánicas del material si llegan a sobreexigirse demasiado y el material cede.

4.1.3 Carga crítica

De las maniobras previas, se puede apreciar que los motores presentan máximos de exigencia capaces de llevar a los límites a algunos motores en vuelo. Por ende, se procede con la caracterización de la fuerza que puede entregar el motor al momento del vuelo.

En particular, el motor que usa la configuración estudiada es un “Sunny Sky V2216-12 KV800 Brushless Motor” y posee una ficha técnica presentada en la Figura 8 según diversas hélices, que indica cuántos gramos de fuerza esta entrega bajo diversos porcentajes de exigencia.

SunnySky V2216-12 KV800 Brushless Motor Test Data												
Voltage (V)	Propeller (inch)	Throttle	Current (A)	Thrust (g)	RPM	Power (W)	Efficiency (g/w)	Temperature* (°C)	Temperature* (°F)			
11.1 3S	APC 10x3.8	50%	2.1	320	4131	23	13.7	47	117			
		65%	3.5	440	4825	39	11.3					
		75%	5.9	600	5560	65	9.2					
		85%	7.8	690	5991	87	8.0					
		100%	10.6	830	6548	118	7.1					
	APC 11x4.7	50%	2.8	390	3840	31	12.5	50	122			
		65%	4.5	500	4431	50	10.0					
		75%	7.4	700	5065	82	8.5					
		85%	9.9	820	5477	110	7.5					
		100%	12.4	960	5862	138	7.0					
	ZX 12x3.8	50%	2.9	410	32	12.7	53	127				
		60%	4.3	530	48	11.1						
		65%	5.7	590	63	9.3						
		75%	8.1	690	90	7.7						
		80%	10.1	800	112	7.1						
	ZX 12x3.8 Carbon Fiber	85%	12	860	133	6.5	48	118				
		100%	14.5	960	161	6.1						
		50%	2.4	360	27	13.5						
		60%	3.5	470	39	12.1						
		65%	4.3	500	48	10.5						
75%		6.1	620	68	9.2							
80%		7.4	710	82	8.6							
85%		9.3	800	103	7.7							
100%		11.4	900	127	7.1							
50%		2.9	410	43	9.6							
APC 9x4.7	60%	3.8	460	56	8.2	43	109					
	65%	4.4	530	65	8.1							
	75%	5.8	640	86	7.5							
	80%	6.9	710	102	7.0							
	85%	8.9	830	132	6.3							
	100%	10.5	930	155	6.0							
	50%	3.3	480	5074	49				9.8	55	131	
	65%	5.4	650	5837	80				8.1			
	75%	8.1	810	6514	120				6.8			
	85%	11.9	1030	7182	176				5.8			
100%	15.2	1210	7750	225	5.4							
ZX 10x3.8 Carbon Fiber	50%	3.2	430	47	9.1	51	124					
	60%	4.3	550	64	8.6							
	65%	5.1	620	75	8.2							
	75%	7.2	760	107	7.1							
	80%	8.8	860	130	6.6							
	85%	10.9	970	161	6.0							
	100%	13.5	1120	200	5.6							
	ZX 11x4.7 Carbon Fiber	50%	3.9	530	58				9.2	85	185	
		60%	5.5	680	81				8.4			
		65%	6.9	790	102				7.7			
75%		9.5	910	141	6.5							
80%		11	1020	163	6.3							
85%		13.9	1160	206	5.6							
100%		16.8	1320	249	5.3							

* Temperature was measured after 10 minutes full throttle load in a 25°C (77°F) environment

*Temperature was measured after 10 minutes full throttle load in a 25°C (77°F) environment

Figura 8. Ficha técnica del motor.

Como se puede apreciar, el empuje varía según las baterías y según la hélice. El RPA, hace uso de baterías de 14,8 [V] y cuatro celdas (4S), así como también hélices de 10x4,5, presentadas en la Figura 9.



Figura 9. Batería y hélices en uso.

Como se aprecia en la ficha técnica, el fabricante no hizo pruebas con las hélices de interés. Por ende, es necesario un proceso de caracterización mediante un banco de ensayos de hélices y motores para poder determinar qué empuje es el que exige al brazo al momento de realizar las maniobras.

La determinación de la carga crítica por ende se asume como el 100% que el motor puede entregar para la hélice y batería indicadas previamente, este proceso de caracterización es llevado a cabo en el banco de ensayos para hélices y motores presentado en la Figura 10.

Este banco es capaz de medir con una celda de carga el empuje, y por otro lado cuenta con un medidor de voltaje y corriente.

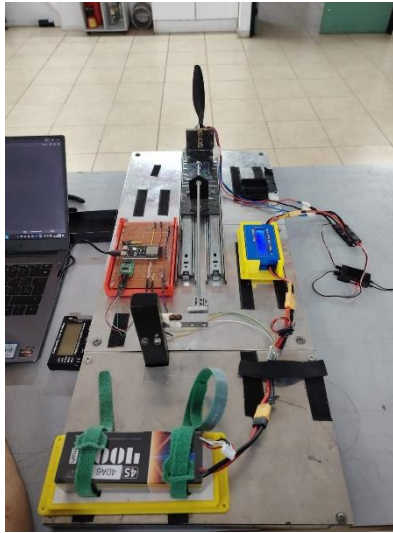


Figura 10. Banco de ensayos.

En esta prueba el motor es llevado progresivamente al 100% obteniendo los siguientes resultados resumidos en la Tabla 2. La totalidad de la información se presenta en el Anexo 2.

Tabla 2. Caracterización de hélice y motor.

Empuje [g]	Voltaje [V]	Corriente [A]
1,45	15,87	5,03
300,2	14,78	17,56
585,56	14,7	16,82
862,63	14,57	16,69
1129,93	14,71	16,49

De estos resultados, se puede extraer que el empuje máximo corresponde a 1,13 [kg] aproximadamente. En este punto, se registran las RPM a las cuales giraba la hélice obteniendo un valor de 7650 rpm para una exigencia del 100% en el motor de interés.

4.2 Modelamiento analítico del componente crítico

4.2.1 Reducción del sistema

Las estructuras aeroespaciales en su modelamiento resultan complejas pues presentan comportamientos mecánicos y a la vez están en movimiento, para poder enfrentar este tipo de análisis es necesario simplificar y acotar el análisis.

Para el análisis estático, el elemento crítico del brazo se reduce como una viga empotrada, también conocida como “viga en cantilever”, en el extremo donde se conecta con el primer perno a la estructura. Una vez establecido el diagrama, se definen las fuerzas que generan flexión y torsión, estas son: el empuje, el peso de la batería y el momento de las hélices a través del plano.

Para un análisis dinámico de las cargas el objeto de estudio se ve reducido a un sistema masa resorte, donde parámetros como la masa y la rigidez equivalentes son especialmente importantes. De igual forma, se asume lo siguiente: Condiciones iniciales iguales a cero, masa concentrada en el extremo, sin amortiguamiento para encontrar máximos y un caso de vibraciones forzadas con fuerza constante.

4.2.2 Análisis dinámico

El objetivo de este análisis es la obtención de un factor de seguridad que comprenda los efectos dinámicos del empuje, reduciendo el elemento a un sistema masa resorte presentado en la Figura 11 y realizando las suposiciones previamente mencionadas.

Otras opciones de análisis corresponden a una reducción por elementos finitos. Sin embargo, este tipo de análisis no asume un empotramiento, sino que establece un apoyo simple sobre el cual existe un momento contrario al que genera la fuerza, el cual surge de la dinámica de vuelo del RPA, disminuyendo el pico teórico de fuerza.

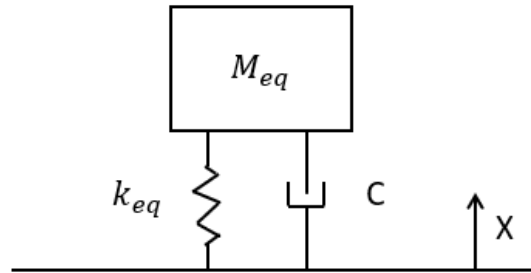


Figura 11. Sistema masa resorte.

Al asumir el amortiguamiento (c) del sistema como nulo, es posible reducir la ecuación de movimiento a la expresión 18.

$$M_{eq}\ddot{x}(t) + k_{eq}x = F \quad (18)$$

La ecuación 18, tiene como solución la expresión 19 para la posición en el tiempo, donde las constantes varían con el instante (t) y la frecuencia natural (w_n).

$$x(t) = A\sin(w_nt) + B\cos(w_nt) + \frac{F}{k_{eq}} \quad (19)$$

Lo cual desarrollado y reemplazando las condiciones iniciales de $x(0) = 0$ y $\dot{x}(0) = 0$, se obtiene la ecuación 20.

$$x(t) = \frac{F}{k_{eq}}(1 - \cos(w_nt)) \quad (20)$$

De esta expresión se puede obtener un máximo de dos, por ende, se determina un factor dinámico de dos en el análisis estático de la viga. Por otro lado, se calcula la frecuencia natural del sistema y se compara con la frecuencia de excitación a la cual se vería sometido el dron a un 100%. Para ello, se calcula la masa equivalente como un tercio de la masa del brazo concentrada en el extremo sumándole la masa de las hélices y de los motores, siguiendo la siguiente expresión 21.

$$M_{eq} = \frac{1}{3} M_{brazo} + 2M_{motor} + 2M_{hélices} + M_{soportes} + M_{pernos} \quad (21)$$

La frecuencia de excitación (f_{exc}) a la cual se ve sometido el brazo, se ve afectada por la cantidad de palas de las hélices y por la frecuencia de giro en Hertz (f_{hel}) obtenida con las revoluciones por minuto obtenidas previamente, de esto se obtiene la expresión 22 que es presentada a continuación.

$$f_{exc} = 2f_{hel} \quad (22)$$

Posteriormente, para calcular la frecuencia natural del sistema se hace uso de la ecuación 11 para la rigidez equivalente y la ecuación 12 para la frecuencia natural. Finalmente se comparan la frecuencia natural con la frecuencia de excitación mediante una relación simple r (razón de frecuencias) como en la expresión 23.

$$r = \frac{f_{exc}}{w_n} \quad (23)$$

Los resultados de este análisis se resumen en la Tabla 3.

Tabla 3. Resultados de análisis dinámico.

Variable	Valor
Factor dinámico	2 [-]
M_{eq}	259 [g]
k_{eq}	127854,52 [g]
f_{exc}	255 [Hz]
w_n	111,82 [Hz]
r	2,08 [-]

4.2.3 Análisis estático

Conociendo el factor dinámico, se establece el siguiente diagrama del cuerpo de interés, presentado en la Figura 13, en base al brazo original presentado en la Figura 12.

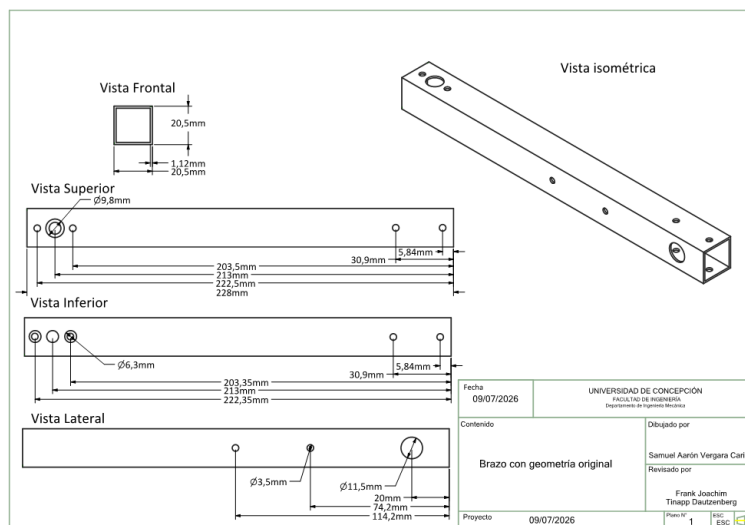


Figura 12. Plano del brazo original en estudio.

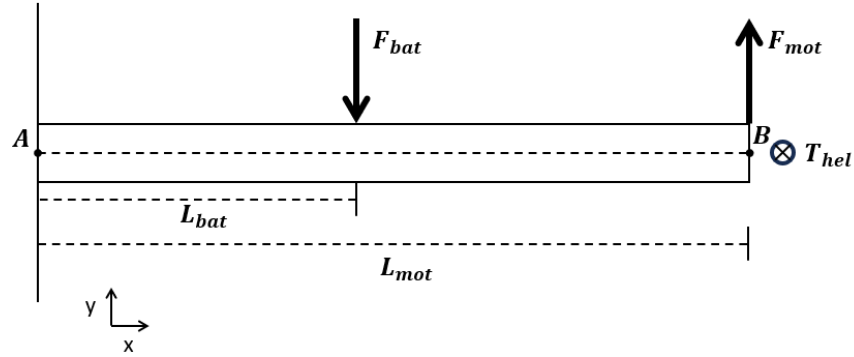


Figura 13. Diagrama del brazo.

De este diagrama, las dimensiones y valores de las fuerzas de interés que son: Fuerza del motor (F_{mot}), fuerza de la batería (F_{bat}), la distancia desde el punto A hasta la aplicación del peso de la batería y la fuerza del motor (L_{bat} y L_{mot}) y el torque generado por la hélice (T_{hel}), estas variables son las presentadas en la Tabla 4.

Tabla 4. Valores de variables del diagrama del brazo.

Variable	Valor
F_{bat}	2,58 [N]
F_{mot}	22,17 [N]
L_{bat}	0,00615 [m]
L_{mot}	0,195 [m]
T_{hel}	0,25 [Nmm]

En base a estos valores se procede con el cálculo de las reacciones de fuerzas en los ejes (A_x, A_y) y la reacción de momento (M_A) en el punto “A”, que corresponde a la unión apernada con las placas centrales. El resultado de este análisis son las expresiones 24,25 y 26.

$$A_x = 0 \quad (24)$$

$$A_y = F_{mot} - F_{bat} \quad (25)$$

$$M_A = F_{mot}L_{mot} - F_{bat}L_{bat} \quad (26)$$

De estas expresiones, los valores en las reacciones son de $A_y = 41,76$ [N] y $M_A = 8487,7$ [Nmm].

A continuación, se analizan los esfuerzos de “Von Mises” y deformaciones que las cargas generan en el agujero del perno que está ubicado en el punto A y las deformaciones en el borde del brazo.

Respecto a esfuerzos, inicialmente se considera la acción de un concentrador de esfuerzo producto del agujero del perno de diámetro (d) 3,5 [mm]. Esta dimensión, es necesaria para poder obtener la relación de tamaños entre el agujero y el ancho total del brazo, siguiendo la expresión 27.

$$\frac{d}{D} = \frac{\text{diámetro del agujero}}{\text{ancho el brazo}} = \frac{3,5}{20} \quad (27)$$

Conociendo esto, y haciendo uso de las fórmulas expuestas en [32], se calcula el concentrador de esfuerzos normales para el agujero según la expresión 7, asumiendo la

cara superior e inferior como placas planas finas con agujeros circulares sometidas a fuerzas de tensión, esto debido a que las caras superiores e inferiores se encuentran en compresión y tracción respectivamente, por ende, no es una flexión pura de una placa. A continuación, se calcula la inercia de la sección cuadrada hueca de interés, en particular, es necesario restarle el momento de inercia correspondiente al material perdido por el agujero. Tal como se expone en la ecuación 28 y 29.

$$I_{neta} = I_{total} - I_{agujero} \quad (28)$$

$$I_{neta} = \left(\frac{(h^4 + (h - 2t)^4)}{12} \right) - \left(2 \left(\frac{\pi d^4}{64} + \left(\frac{\pi d}{2} \right)^2 * \left(\frac{h - t}{2} \right)^2 \right) \right) \quad (29)$$

Posteriormente, se calculan los esfuerzos en los bordes del agujero mediante la expresión 30 considerando el momento reacción en el punto A, la inercia previamente calculada y la distancia hasta el eje neutro.

$$\sigma_{agujero} = K_t \left(\frac{M_A c}{I_{neta}} \right) \quad (30)$$

Posteriormente, para considerar los esfuerzos cortantes, se considera un factor de concentración de esfuerzos de 4.

Luego, se calcula el esfuerzo cortante que surge del torque generado por la hélice, obteniendo la expresión 2 considerando también el factor de esfuerzos y el área de la sección. A continuación, se consideran ambos esfuerzos mediante el cálculo del esfuerzo equivalente de Von Mises máximo, mediante la expresión 6. Finalmente, se compara el esfuerzo calculado con el límite elástico del material. Estas propiedades se extraen de la base de datos “Granta Edupack” y son presentadas en la Figura 14, asumiendo que el material corresponde al de “Epoxy/HS carbon fiber, woven prepreg, biaxial lay-up”.

Mechanical properties				
Young's modulus	①	62,7	- 68,7	GPa
Specific stiffness	①	39,6	- 43,8	MN.m/kg
Yield strength (elastic limit)	①	627	- 910	MPa
Tensile strength	①	627	- 910	MPa
Specific strength	①	398	- 579	kN.m/kg
Elongation	①	0,98	- 1,41	% strain
Compressive modulus	①	57,2	- 63,4	GPa
Compressive strength	①	655	- 937	MPa
Flexural modulus	①	63	- 69	GPa
Flexural strength (modulus of rupture)	①	627	- 910	MPa
Shear modulus	①	3,5		GPa
Bulk modulus	①	* 7,86	- 10,2	GPa
Poisson's ratio	①	0,058		
Shape factor	①	8		
Hardness - Vickers	①	* 10,8	- 21,5	HV
Hardness - Rockwell M	①	* 80	- 110	
Hardness - Rockwell R	①	* 117	- 129	
Elastic stored energy (springs)	①	3,08e3	- 6,14e3	kJ/m^3
Fatigue strength at 10^7 cycles	①	* 345	- 592	MPa

Figura 14. Material de referencia basal del RPA.

Para la comparación con el límite elástico se hace uso de la ecuación 31, donde se puede obtener un factor de seguridad que indica cuánto sobredimensionamiento presenta el objeto de interés.

$$FS = \frac{\sigma_y}{\sigma_{VM}} \quad (31)$$

Respecto a las deformaciones, estas se calculan considerando el desplazamiento generado por la carga de la batería y la fuerza de empuje del motor, tal como se muestra en las expresiones 32 y 33. Por otro lado se considera la inercia total, pues es la predominante a lo largo del brazo y mediante la relación 5, se puede obtener el valor en grados de la desviación del vector empuje por acción de este desplazamiento.

$$\delta_{total} = \delta_{motor} - \delta_{bateria} \quad (32)$$

$$\delta_{total} = \frac{F_{mot}L_{mot}^3}{(3EI_{neta})} - \frac{F_{bat}L_{bat}^3}{(3EI_{neta})} \quad (33)$$

Para el cálculo de vida en fatiga, se hace uso de las ecuaciones 13,14,15,16 y 17 presentadas en los fundamentos teóricos. Para poder calcular el número de vuelos posibles, es necesario antes determinar que se considera un ciclo como cada maniobra hecha. Asumiendo que existen 4 maniobras por minuto de vuelo, y una duración promedio de los vuelos de 20 minutos se obtienen 80 ciclos por vuelo, hecho esto se puede obtener la ecuación 34.

$$N_{vuelo} = \frac{N_{falla}}{ciclos/vuelo} \quad (34)$$

De esta ecuación cabe destacar que N_{falla} es obtenido en la ecuación 16, haciendo uso del esfuerzo calculado por el criterio de Goodman y los coeficientes obtenidos del trabajo de un sistema de ecuaciones obtenido en base a 2 puntos conocidos de la curva S-N basada en la ecuación 17, estos dos puntos conocidos corresponden al 90% del esfuerzo último presente para 10^3 ciclos y el punto correspondiente al esfuerzo de fatiga a 10^7 ciclos (ambos entregados por la base de datos). Finalmente, los valores obtenidos de esta etapa se resumen en la Tabla 5.

Tabla 5. Valor de las variables de interés.

Variable	Valor
K_t	2,555 [-]
K_{ts}	4 [-]
I_{total}	5453,01 [mm ⁴]
I_{neta}	4716,04 [mm ⁴]
σ_{nom}	18,45 [MPa]
$\tau_{cortante}$	1,19 [MPa]
σ_{VM}	47,42 [MPa]
δ_{total}	0,32 [mm]
N_{vuelo}	3,76x10 ¹⁹ [vuelos]
FS	13,22 [-]

4.3 Modelamiento numérico del componente crítico

Una vez terminado el estudio analítico del comportamiento base del brazo del RPA, se procede con un modelamiento numérico y análisis FEM.

4.3.1 Aislación del modelo geométrico

Como primer paso, es necesario aislar la geometría de interés del modelo general facilitado por el profesor presentado en la Figura 4. Con el objetivo de poder pasar de un modelo en el software fusión a un archivo “.step” compatible con el software “Ansys Spaceclaim” y “Ansys Workbench” dentro del cual se podrá preparar la geometría para su posterior mallado. Para lograr esto, se hace uso de otra instancia dentro del software de Fusion dentro del cual se copia y pega la geometría de tipo “Cuerpo” y posteriormente se exporta en el formato previamente indicado. La geometría aislada se presenta en la Figura 15.

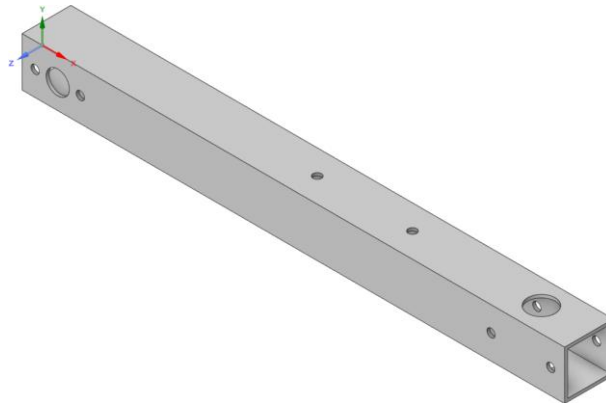


Figura 15. Brazo aislado.

4.3.2 Mallado de la geometría de interés

Una vez aislada la geometría, esta es cargada dentro del software de “Ansys Spaceclaim” y se genera una superficie media o “Midsurface” para poder trabajar con elementos tipo Shell, esto debido a que el espesor de la geometría es muy pequeño y al momento de mallar para el análisis FEM los parámetros de calidad de la malla empeoraban por acción de este espesor.

Creada la superficie media, esta es seccionada completamente con el objetivo de controlar de mejor manera el mallado al generarlo. La superficie seccionada se presenta en la Figura 16.

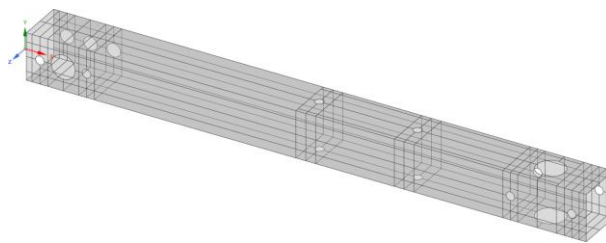


Figura 16. Midsurface de la geometría seccionada.

Una vez hecho esto, se carga dentro del árbol de proyecto de “Ansys Workbench” para un análisis de tipo “Static Structural”, particularmente en el módulo de “Geometry”, para posteriormente ser cargado en el apartado de “Model”.

Para un mallado correcto, se realiza un proceso de convergencia de malla. El objetivo de este estudio es mejorar la calidad de los resultados a la vez que no se aumenta significativamente el costo computacional de la simulación. Tal como se explica en la Guía

de soporte de Ansys [33], se realiza un proceso de refinamiento a la par que se va monitoreando una variable de la simulación, en este caso, se monitorea el esfuerzo de Von Misses. Al no existir variaciones significativas el esfuerzo se puede asumir que se tiene una malla que converge. De este proceso se presentan las siete iteraciones realizadas en la tabla adjunta del Anexo 3. Una vez terminadas las iteraciones, se establece el siguiente árbol de configuración del mallado, responsable de este mismo, presentado en la Figura 17.

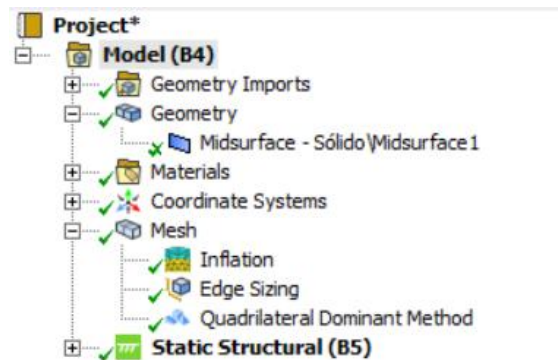


Figura 17. Configuración del mallado.

Respecto a la configuración en detalle del mallado, se establece un tamaño de elemento de 1 milímetro para toda la geometría y se configura un espesor de pared de la superficie de 1,12 milímetros. Posterior a esto, se establecen capas de inflación en todos los bordes de los agujeros, bajo la configuración de la Figura 18.

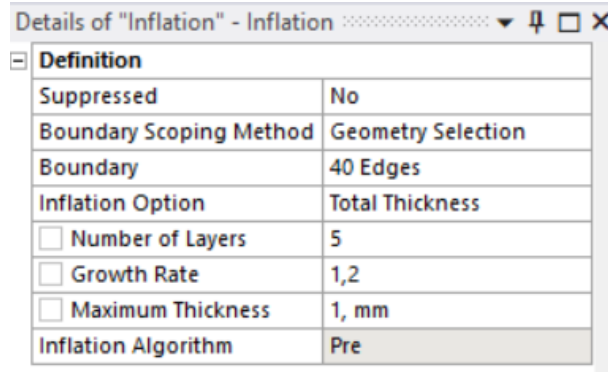


Figura 18. Configuración de las capas de inflación.

Luego de esto, se aplica un “Edge Sizing”, de 24 divisiones en los bordes de los agujeros, tal como se muestra en la Figura 19.

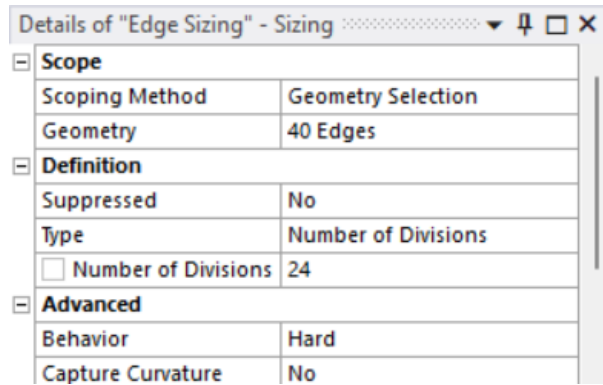


Figura 19. Configuración de Edge Sizing para agujeros.

Finalmente, se establece de método de mallado el de “Quadrilateral Dominant Method” para toda la geometría. Obteniendo así el mostrado en la Figura 20.

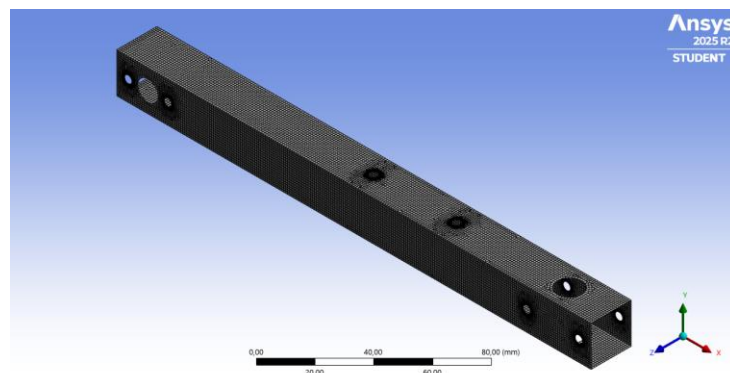


Figura 20. Vista isométrica del mallado.

Logrando también gran detalle en los bordes de los agujeros, donde para captar correctamente la gradiente de esfuerzos de Von Mises se recomiendan 4 o más elementos. Este detalle se observa en la Figura 21.

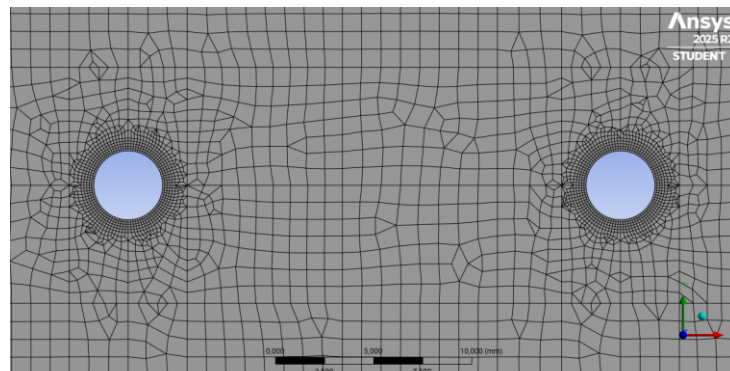


Figura 21. Elementos en los bordes de los agujeros.

Respecto a los parámetros de calidad, un buen mallado se define por los valores presentados en la Tabla 6, donde se comparan los valores objetivo según la guía de usuario de Ansys [34] y los valores promedio de las métricas de calidad obtenidas.

Tabla 6. Comparación de parámetros de calidad

Parámetro de calidad	Objetivo	Obtenido
Skewness	0 – 0,25	0,05
Orthogonal Quality	0,95 – 1	0,951
Aspect Ratio	<10	8,19
Element Quality	1	0,951

4.3.3 Configuración del análisis FEM y comparación de resultados

Finalizado el mallado, se procede con la configuración de la simulación numérica, como primer paso se carga el material de referencia desde “Granta Edupack” y se conecta en el esquema del proyecto con el módulo de “Engineering Data” tal como se muestra en la Figura 22.

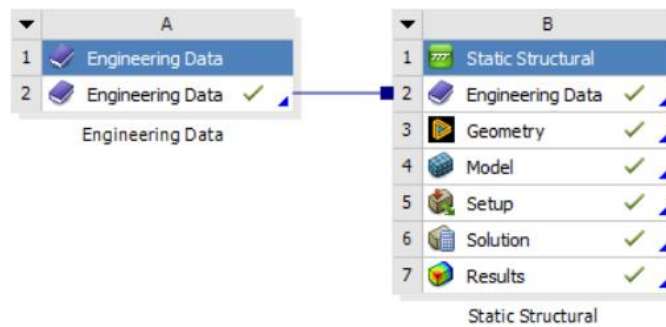


Figura 22. Esquema del proyecto.

Hecho esto se configuran las fuerzas que afectan al modelo y se marcan los agujeros de los pernos de sujeción como soportes fijos, obteniendo el siguiente árbol de la Figura 23, donde también se configuran como información de solución el esfuerzo equivalente de Von Mises y la deformación total.

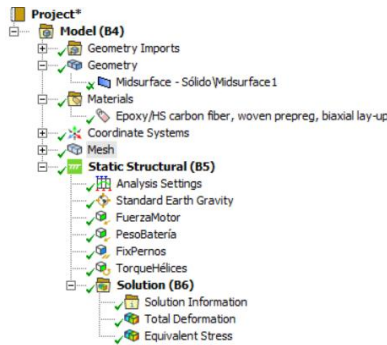


Figura 23. Configuración de la simulación.

Configurada la simulación, se presentan en la Tabla 7 los siguientes resultados numéricos y se comparan con los obtenidos mediante el proceso analítico.

Tabla 7. Comparación analítica con numérica.

σ_{VM} FEM [MPa]	σ_{VM} Analítico [MPa]	θ_{total} FEM [°]	θ_{total} Analítico [°]	FS Analítico [-]	FS FEM [-]
62,416	47,42	0,132	0,120	13,22	10,04

Hecho esto, se puede concluir que el esfuerzo simulado resulta conservador al considerar efectos que se escapan de un modelamiento analítico, esto es importante debido a que al usar estas herramientas se pueden obtener factores de seguridad menores. Sin embargo, para el material original se presenta un gran sobredimensionamiento incluso en su condición más exigente, siendo aún mayor para condiciones de vuelo como “hover” o maniobras mucho menos exigentes.

5 Proceso de selección de materiales

Entendiendo el funcionamiento de referencia del RPA bajo su material original, es posible empezar el estudio de alternativas viables, determinando diversos criterios de selección. Estos criterios son aplicados en la base de datos de “Granta Edupack” y se basan en 3 etapas de selección que se presentan en la Figura 24.

- ✓ Etapa 1: Density Y Young's modulus Y Yield strength (elastic limit) Y Water (fresh) Y Water (salt)
- ✓ Etapa 2: Yield strength (elastic limit) (MPa) vs. Density (kg/m³)
- ✓ Etapa 3: Material extrusion, Milling, Turning, boring and parting, Drilling

Figura 24. Etapas de selección.

La primera etapa, consiste en limitaciones mecánicas, que abarcan: resistencia a medios húmedos dulces y salinos, el límite elástico del material, la densidad admisible, y el módulo de Young requerido. Estos últimos parámetros numéricos de las propiedades de los materiales se detallan posteriormente.

La segunda etapa, se basa en la generación de un gráfico de densidad (ρ) vs límite elástico que clasifica e ilustra las diversas familias del universo de materiales. En este momento, se establece una recta en base a la metodología presentada en [8], donde al variar la pendiente y minimizar el comportamiento de referencia se acota el universo de materiales. Este filtro se aplica en base a la relación 35.

$$M_b = \frac{\sigma_y^{2/3}}{\rho} \quad (35)$$

Para la tercera etapa, se hace uso de un filtro de tipo árbol, y se seleccionan los procesos que pueden ser aplicados por la Universidad de Concepción en sus distintos laboratorios, determinando como capacidades: impresión 3D, taladrados, fresados y torneados.

A continuación, se detallan los límites en las propiedades mecánicas establecidos en la etapa 1 junto con evaluaciones en base a cambios geométricos menores.

5.1 Criterios de selección

5.1.1 Límites de esfuerzos

Como primer criterio de la selección de materiales alternativos de fácil acceso, se establece un factor de seguridad deseado ($FS_{deseado}$) de diseño de 1,15. Este factor de seguridad nos indica mediante la relación de la expresión 36, que relaciona el límite elástico del material con el valor mínimo de límite elástico que se requiere para la selección.

$$\sigma_y = \sigma_{diseño} * FS_{deseado} \quad (36)$$

Para el valor de esfuerzo de diseño ($\sigma_{diseño}$) escogido se hace uso del valor calculado analíticamente, no se hace uso del valor simulado ya que este análisis es adecuado para el propósito de esta etapa, reservando la evaluación FEM para el conjunto de materiales resultantes, de esta forma el análisis no se extiende de forma excesiva al generar múltiples geometrías y mallados para cada espesor en cada configuración, junto con el proceso de convergencia correspondiente, permitiendo una evaluación en detalle para los materiales candidatos. Este valor se configura como mínimo requerido dentro del software.

5.1.2 Límites de densidad

Para el segundo criterio de selección se hace aplicación de la relación de empuje y peso de la aeronave. Para poder trabajar esto, se establece una relación de empuje-peso de dos, este valor se escoge para mantener un margen operacional seguro, se trabaja con la relación 37.

$$m_{max} = \frac{T_{max}}{(T/W)_{obj}} \quad (37)$$

Esta relación, entrega una masa máxima total, al cual es necesario restarle m (masa) de los componentes no estructurales (electrónica principalmente), obteniendo así mediante la relación 38 la masa estructural admisible.

$$m_{estructura,adm} = m_{max} - m_{no\ estructural} \quad (38)$$

Hecho esto, se considera ahora el volumen estructural, que resultaría reemplazado por el nuevo material, y el máximo de densidad que este material puede tener para mantener esta relación de empuje-peso, donde se obtiene la expresión 39 que relaciona todo lo anterior.

$$\rho_{max} = \frac{m_{estructura,adm}}{V_{estructura}} = \frac{1}{V_{estructura}} \left(\frac{T_{max}}{(T/W)_{obj}} - m_{no\ estructural} \right) \quad (39)$$

De estos valores, el volumen estructural se obtiene del modelo computacional del RPA X-8 y su masa estructural es obtenida en base al pesaje generado en la caracterización inicial. Siguiendo esta metodología se obtienen los límites de densidad máxima que varían según la iteración.

5.1.3 Módulo de Young requerido

Para el módulo de Young requerido se establece un tercer criterio de deflexión máxima de 1.5% del largo del brazo, este se conserva como un valor conservador para limitar las deflexiones. A partir de este criterio y en base a la ecuación 3, se obtiene la relación 40.

$$E_{req} = \frac{F_{mot} L^2}{0,045 I_{total}} \quad (40)$$

Este criterio se basa en la rotación y la componente parásita de empuje, que surge de la desviación vertical que sufre el vector, este componente se obtiene de la relación trigonométrica presentada en la ecuación 41, alimentada por la rotación obtenida de la ecuación 4.

$$T_{parásita} = T \sin \theta \quad (41)$$

Posteriormente, se puede visualizar mediante la Tabla 8, cómo varía esta componente, la rotación y la pérdida de empuje vertical en base a un porcentaje de deflexión.

Tabla 8. Análisis de sensibilidad para criterio de deflexión.

Deflexión (%L)	Rotación θ (°)	Componente lateral (% empuje)	Pérdida de empuje vertical (%)
0,5	0,43	0,7	0,003
1,0	0,86	1,5	0,011
1,5	1,29	2,2	0,025
2,0	1,72	3,0	0,045
2,5	2,15	3,7	0,070
3	2,58	4,5	0,101

La elección de 1,5% se justifica al ser lo suficientemente estricto como para garantizar que la desalineación del empuje sea pequeña, pero lo suficientemente permisiva para no exigir rigidez exagerada que penalizaría materiales viables y sus geometrías necesarias.

5.1.4 Influencia geométrica en los requerimientos mecánicos

Como se puede apreciar en todos los criterios anteriores, más que el material, la geometría resulta en el factor determinante para la selección de materiales. Variaciones en el espesor, forma y dimensiones del perfil que forma el brazo, afectan en sobremanera cada uno de los parámetros, por ende, es necesario generar un análisis de sensibilidad en base a espesores y geometrías por cada iteración, exceptuando la que considera la geometría original. Finalmente, los criterios utilizados se resumen en la Tabla 14 al final de todas las iteraciones.

5.2 Iteraciones de selección

5.2.1 Primera iteración

Inicialmente, se trabaja con la geometría inicial, correspondiente a un perfil hueco cuadrado de 20,5x20,5x1,12 [mm]. En esta instancia no se genera un análisis de sensibilidad, sino que se filtra en base al comportamiento base. Obteniendo el siguiente gráfico de la Figura 25.

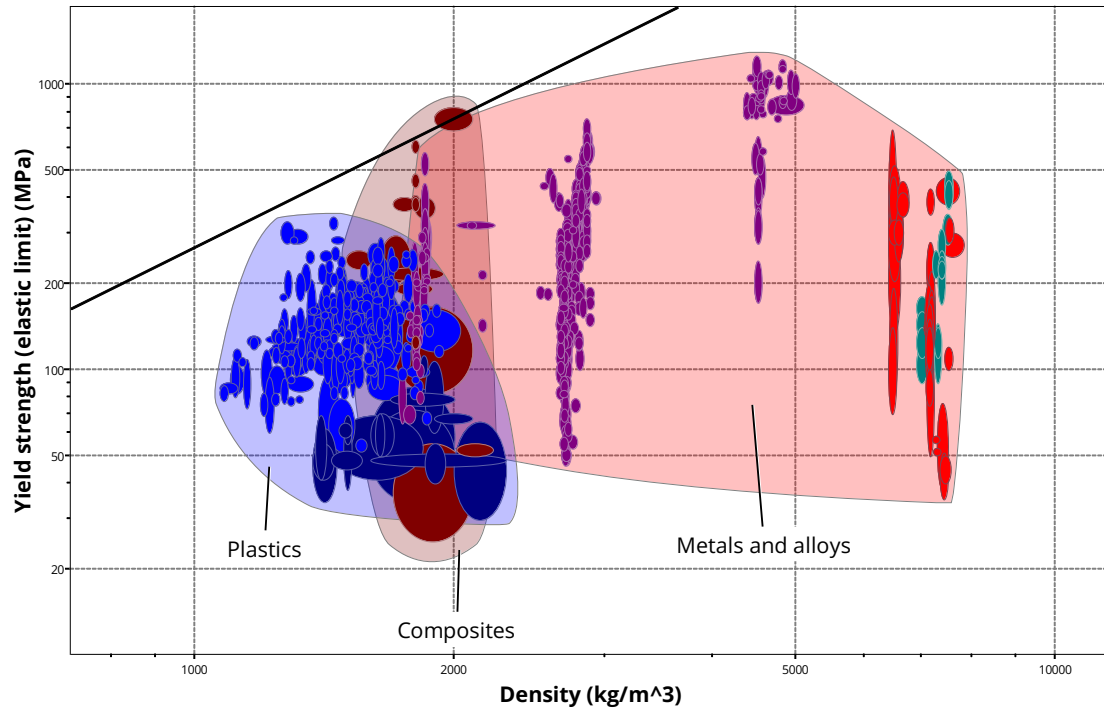


Figura 25. Primera iteración de selección.

De este proceso, se puede concluir que materiales accesibles como: aceros, aluminios y plásticos reforzados con bajos y altos porcentaje de fibras de carbono/vidrio/naturales, son candidatos viables para ser materiales alternativos, con la geometría inicial.

5.2.2 Segunda iteración

Como segunda iteración, se evalúan las variaciones de espesor para el mismo tipo de perfil que la primera iteración, llevando el perfil hasta 5 milímetros permitiendo un pequeño espacio interno que admita el paso de los cables que alimentan de corriente al motor, obteniendo una variación significativa en los parámetros de selección tal como se muestra en la Tabla 9.

Tabla 9. Impacto del espesor sobre los requerimientos para 2da iteración.

Espesor [mm]	Límite elástico mínimo [MPa]	Módulo de Young mínimo [GPa]	Densidad admisible [$\frac{kg}{m^3}$]
1,12	54,533	6,82	7496
2	35,04	4,35	6131
3	27,31	3,37	5179
4	23,93	2,93	4565
5	22,289	2,71	4149

Finalmente, se filtra asumiendo al espesor máximo evaluado, se obtiene la Figura 26 que ilustra el universo de materiales que resultan de este proceso.

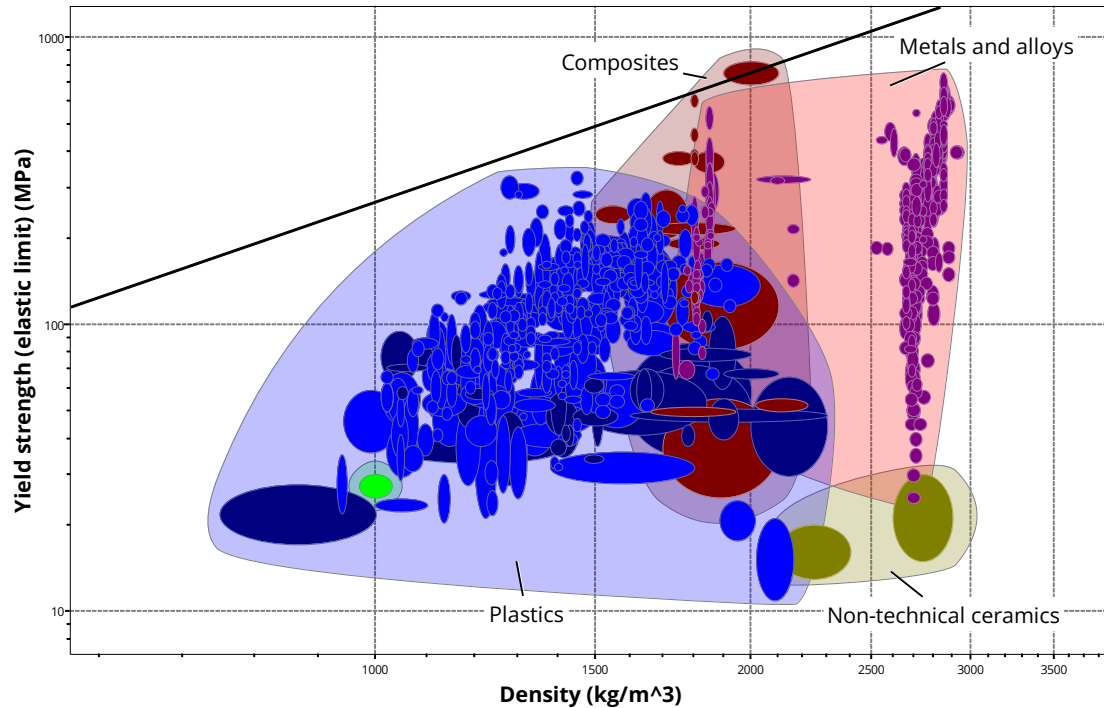


Figura 26. Segunda iteración de selección.

Como se aprecia en la Tabla 9 y en la Figura 26, se descartan materiales muy densos, sin embargo al aumentar espesores los otros requerimientos mecánicos se reducen abriendo las puertas a un universo mucho más amplio en la familia de “plásticos”, destaca también la permanencia de los aluminios presentes en el extremo derecho de la familia de “metales y aleaciones”, respecto los materiales compuestos se mantienen como una alternativa resistente y ligera.

5.2.3 Tercera iteración

Sabiendo que el espesor y por ende la inercia son factores importantes para las cualidades mecánicas, en esta tercera instancia se plantea una geometría nueva de sección cuadrada con hueco interno circular 20,5x20,5 [mm] tal como se presenta en la Figura 27.

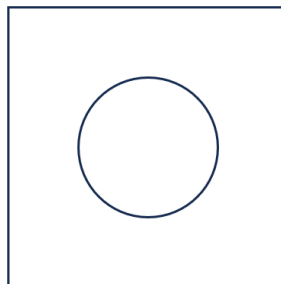


Figura 27. Geometría propuesta para 3ra iteración.

El objetivo de esta geometría es lograr aumentar la inercia de la sección, para lo cual se calcula la inercia total de la sección cuadrada y se resta la inercia del círculo interno en

base a la ecuación 42, finalmente se resta la inercia correspondiente a los pernos de sujeción.

$$I_{circular} = \frac{\pi r^4}{4} \quad (42)$$

Estas restas de inercia dependen exclusivamente del espesor de la pared, aumentando o disminuyendo el diámetro interno en base al espesor. Al modificar la inercia se pueden relajar los requerimientos mecánicos, al hacer esto materiales como filamentos de impresión 3D comunes se vuelven viables como alternativas. Un análisis de sensibilidad en base al espesor se presenta en la Tabla 10.

Tabla 10. Impacto del espesor sobre los requerimientos para 3ra iteración.

Espesor [mm]	Límite elástico mínimo [MPa]	Módulo de Young mínimo [GPa]	Densidad admisible [$\frac{kg}{m^3}$]
1,12	30,36	4,01	5910
2	26,08	3,36	5200
3	23,55	2,96	4637
4	22,2	2,75	4240
5	21,52	2,63	3955

De este análisis se hace uso del máximo espesor disponible, obteniendo el universo de la Figura 28.

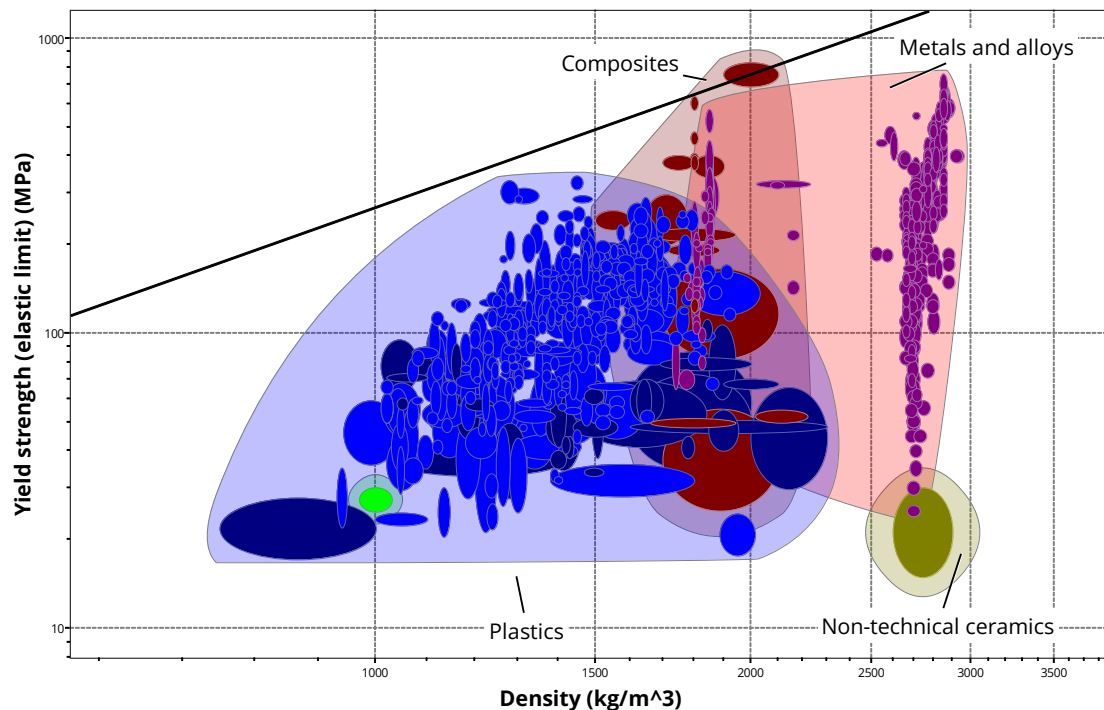


Figura 28. Tercera iteración de selección.

De los 820 materiales que resultan destaca la permanencia del conjunto de los aluminios, sin embargo, estos no presentan alternativas con la geometría evaluada comercialmente,

por ende, se destaca la aparición de materiales de impresión 3D como el PLA y el PET que permiten libertad de geometrías, también aparecen resinas que con un molde que permita esta geometría podrían ser alternativas viables. Por otro lado, la geometría de esta iteración presenta dificultades de fabricación en impresión 3D, esto porque para poder lograr un canal interno circular, junto con las perforaciones para los pernos de sujeción, es necesaria la presencia de soportes a lo largo de toda la pieza resultando en una alternativa geométrica inviable y con gran gasto de material. Por otro lado, esta geometría no serviría para la configuración escogida ya que debe asegurar el paso de al menos 6 cables, sin embargo, sí podría ser útil para configuraciones de solo 4 motores que requieren de 3 cables internos.

5.2.4 Cuarta iteración

Para poder solucionar los problemas de impresión que resultarían de la geometría anterior, se genera una nueva iteración, basándose en una característica de este proceso que permite imprimir bordes y voladizos siempre que se encuentren entre los 0 y 45° [35], esto ocurre ya que al momento de imprimir una pieza las capas inferiores son capaces de soportar a las superiores sin necesidad de soportes, es por esto, que se itera nuevamente bajo la geometría de casa de la Figura 29.

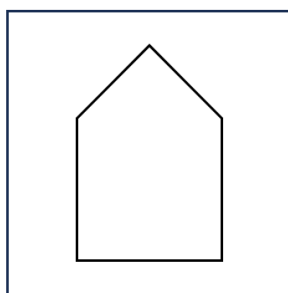


Figura 29. Geometría propuesta para 4ta iteración.

Debido a la restricción de 45° presente por manufactura, el espesor de las paredes no es uniforme en su totalidad, por ende, el eje neutro se modifica. Por otro lado, la geometría tiene muy poca libertad de espesores, tal como se presenta en el análisis de la Tabla 11, donde se varían espesores de techo, piso, y paredes laterales.

Tabla 11. Impacto del espesor sobre los requerimientos para 4ta iteración.

Espesor [mm]	Límite elástico mínimo [MPa]	Módulo de Young mínimo [GPa]	Densidad admisible [$\frac{kg}{m^3}$]
Techo: 1 Piso: 1 Laterales: 2	43,27	4,6	5518
Techo: 1,5 Piso: 1,5 Laterales: 3	32,82	3,72	5038
Techo: 2 Piso: 2 Laterales: 4	27,72	3,27	4657

Techo: 2,5	24,83	3	4348
Piso: 2,5			
Laterales: 5			

Finalmente se hace uso de un espesor de piso y techo de 2,5 [mm] y de espesor de paredes laterales de 5 [mm] junto con una altura del rectángulo interno que se mantiene en 10,25 [mm] para todas las iteraciones de diseño, de esta forma se conserva la altura necesaria para el paso de los cables alrededor de los pernos internos de 3,5 [mm] de diámetro, tanto apilados verticalmente para el caso derecho de la Figura 30 y apilados horizontalmente para el caso izquierdo.

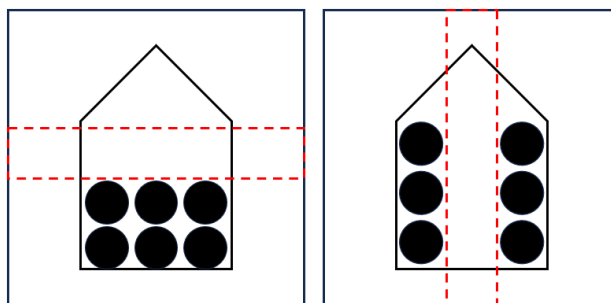


Figura 30. Distribución para cables según iteración de diseño.

De esta forma, se genera la cuarta iteración de selección, la cual, a diferencia de la iteración anterior, es mucho más fácil de manufacturar y procesar para los fines a los que se requiere.

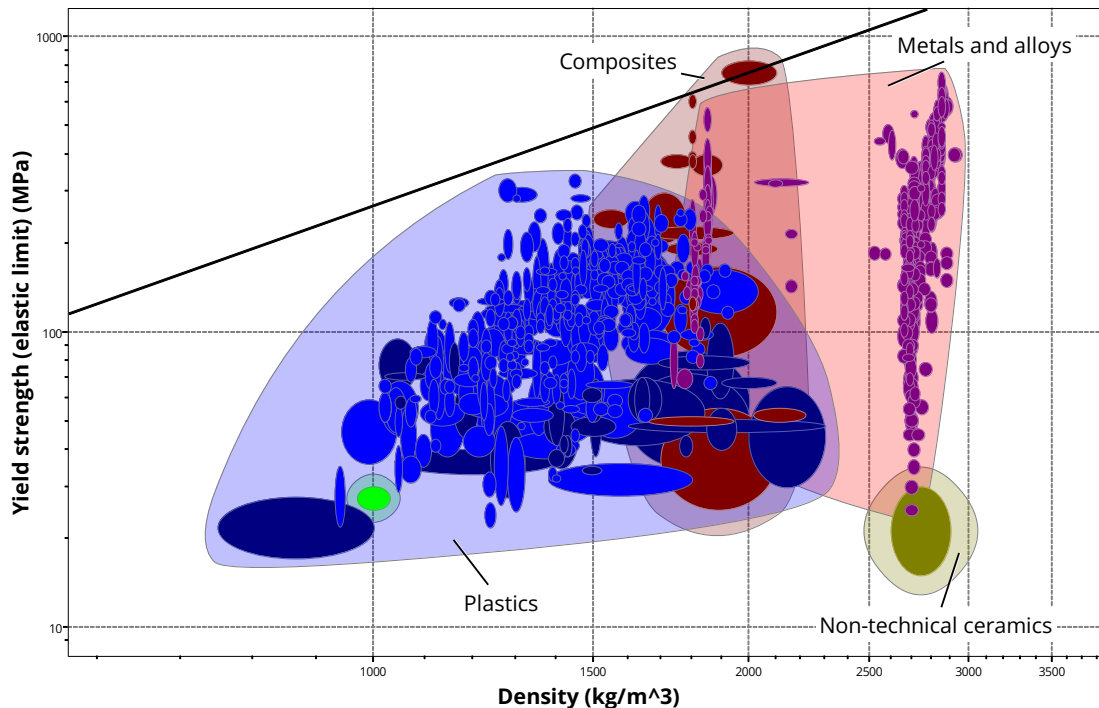


Figura 31. Cuarta iteración de selección.

De los 795 candidatos, destacan los mismos materiales de impresión 3D que la iteración anterior, por otro lado, siguen apareciendo aluminios, resinas y materiales compuestos que

comercialmente es imposible darles la forma necesaria. Sin embargo, al ya hacer viable la impresión 3D, filamentos con distintos porcentajes de relleno de fibras de vidrio o carbono también son una alternativa excelente, que por decisiones de accesibilidad y siguiendo la línea central de este trabajo de materiales que sean muy accesibles son descartados.

5.2.5 Quinta iteración

Otras alternativas comerciales, son los perfiles circulares como los de PVC tradicional de 20 [mm] de diámetro (respetando el ensamble original). Para esta iteración, se consideran perfiles de la geometría presentada en la Figura 32.

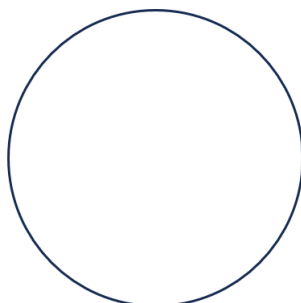


Figura 32. Geometría alternativa, perfil circular.

Al igual que las iteraciones anteriores, un análisis de sensibilidad de los criterios de selección en base al espesor se presenta en la Tabla 12, en este se considera perfiles que existen en formatos comerciales para el diámetro de interés y también espesores teóricos de 4 y 5 [mm] para poder apreciar el comportamiento de los requerimientos mecánicos.

Tabla 12. Impacto del espesor sobre los requerimientos para la 5ta iteración.

Espesor [mm]	Límite elástico mínimo [MPa]	Módulo de Young mínimo [GPa]	Densidad admisible [$\frac{kg}{m^3}$]
2 (PN 16)	72,6	4,05	7067
2,3 (PN 20)	66,4	3,69	6730
3 (PN 25)	57,3	3,15	6094
4 (Teórico)	50,7	2,75	5445
5 (Teórico)	47,7	2,55	4995

De este análisis se hace uso de los requerimientos resultantes del formato comercial PN 25, obteniendo la Figura 33.

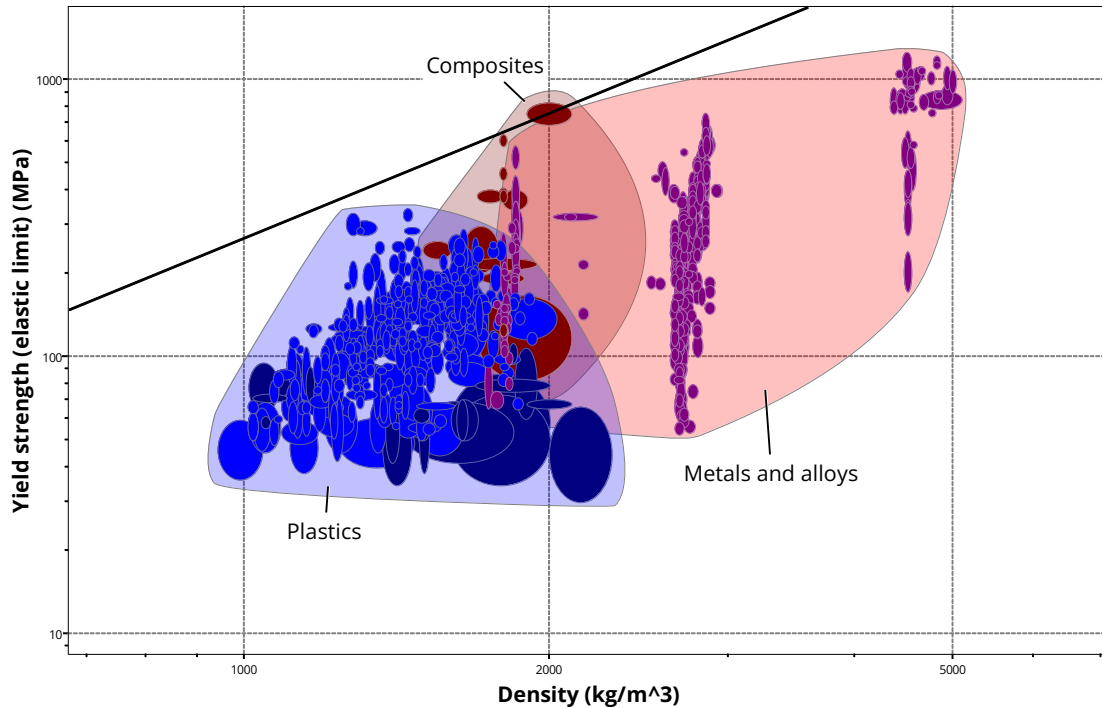


Figura 33. Quinta iteración de selección.

De los 784 materiales resultantes, destacan una vez más materiales tradicionales como el aluminio, también las resinas aparecen en mayoría, materiales compuestos y plásticos, en particular, el caso del PVC destaca dentro de los plásticos y no se considera la impresión 3D ya que esta geometría presenta complejidades de manufacturación previamente abarcadas como en el caso de la cuarta iteración.

5.2.6 Sexta iteración

Otras opciones se enmarcan en lo que son los perfiles rectangulares, en específico al asegurar una de sus dimensiones en 20 [mm], siguiendo una geometría como la de la Figura 34.

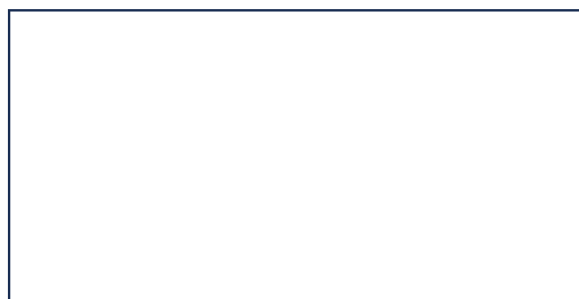


Figura 34. Geometría alternativa, perfil rectangular.

Estos perfiles, también presentan complicaciones para fabricarlos en impresión 3D, por ende, el análisis de los requerimientos en base al espesor varía entre alternativas comerciales tal como se presenta en la Tabla 13

Tabla 13. Impacto del espesor sobre los requerimientos para la 6ta iteración.

Dimensiones y espesores [mm]	Límite elástico mínimo [MPa]	Módulo de Young mínimo [GPa]	Densidad admisible [kg/m^3]
30x20x1	44,1	5,92	7501
30x20x1,5	31,6	4,23	6457
30x20x2	25,4	3,4	5699
40x20x1	33,6	4,62	6998
40x20x1,2	28,7	3,95	6513
40x20x1,5mm	23,9	3,29	5988
40x20x2mm	19,2	2,63	5137
40x20x3mm	14,6	2,00	4122

De estos formatos, se usó como referencia el de 40x20x3 [mm] ya que sus exigencias de rigidez y resistencia son muy bajas a cambio de la densidad admisible, dejando un margen de peso mucho menor, obtenido la Figura 35.

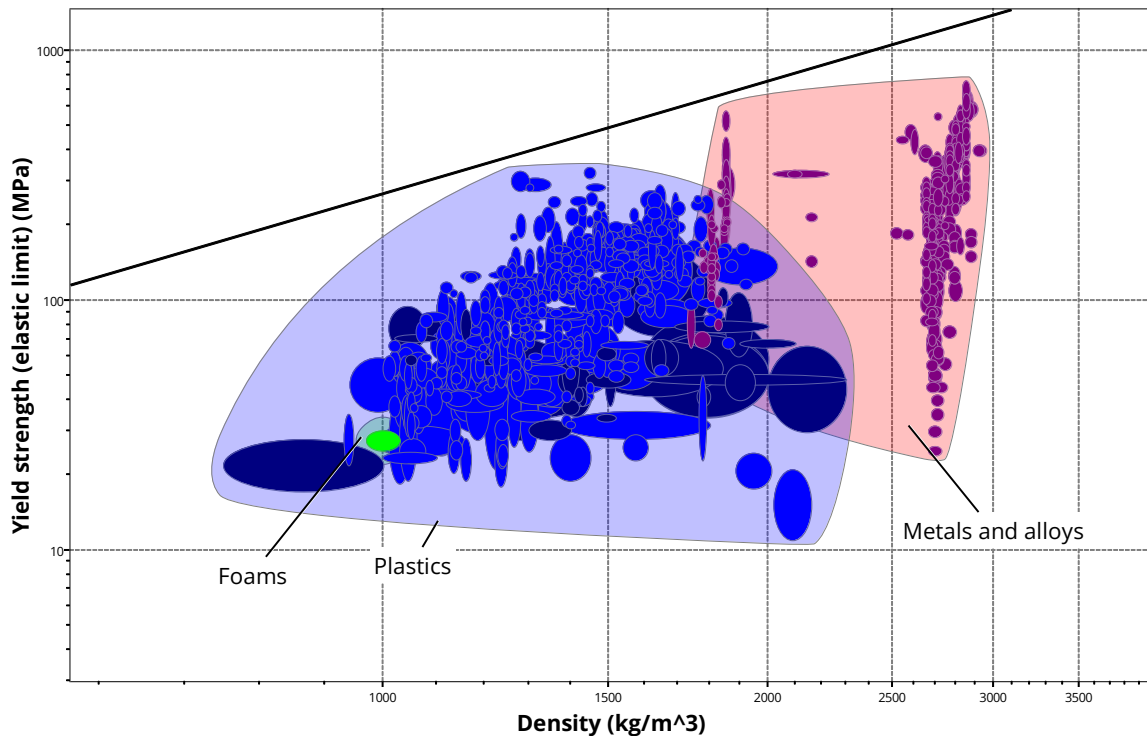


Figura 35. Sexta iteración de selección.

De estos materiales, los únicos que vienen en formatos de perfiles rectangulares son las variedades del Aluminio como: 6063 T5/6 y 6061 T6.

5.3 Resultados de selección

El proceso de filtrado se aplicó de forma iterativa sobre distintas configuraciones geométricas, dado que los requerimientos mecánicos mínimos que debe cumplir un material

dependen de la sección con que se implemente. En primer lugar, se presenta un resumen de los parámetros usados para cada iteración de selección en la Tabla 14.

Tabla 14. Valor de los parámetros por iteración.

Parámetros	Iteración 1	Iteración 2	Iteración 3	Iteración 4	Iteración 5	Iteración 6
Límite elástico mínimo [<i>MPa</i>]	54,533	22,289	21,52	24,83	57,3	14,6
Módulo de Young mínimo [<i>GPa</i>]	6,82	2,71	2,63	3	3,15	2
Densidad admisible $\left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right]$	7496	4149	3955	4348	6094	4122

Posterior a esto, de los cientos de materiales que servían en cada iteración, no todos eran convencionales o se venden en formatos comerciales simples de encontrar y respetando el objetivo de considerar los más accesibles se obtiene un listado de materiales para cada geometría evaluada y viable. Este listado se presenta resumido en la Tabla 15 y la versión completa se exhibe en el Anexo 4.

Tabla 15. Resumen de resultados de selección.

Ruta de manufactura	Geometría	N° Materiales	Familia
Manufactura aditiva	Geometría 4ta iteración (Casa)	15	Plásticos (Filamentos)
Moldes	Geometría 4ta iteración (Casa)	3	Plásticos (Resinas)
Perfil comercial	Circular	6	Metales y Plásticos (PVC)
Perfil comercial	Rectangular	3	Metales
Perfil comercial	Original	3	Metales
Placas cortadas	Original	5	Metales

6 Evaluación estructural

6.1 Configuraciones evaluadas

Para la evaluación del comportamiento mecánico de los materiales según geometrías específicas presentadas previamente, se sigue el procedimiento de cálculo de la caracterización inicial, donde parámetros como la inercia varían según la geometría o espesores de la pieza. Es por esto por lo que se monitorean: esfuerzos de Von Mises, la rotación producida por la deflexión, relaciones entre la frecuencia de excitación y natural, la

cantidad de vuelos del análisis por fatiga, y los factores de seguridad resultantes entre los esfuerzos obtenidos analítica y numéricamente, estos son monitoreados en el borde del agujero correspondiente al empotramiento.

6.2 Evaluación analítica

6.2.1 Geometría original

Para la geometría original, se evalúan los materiales listados en el Anexo 4. Los resultados se presentan en la Tabla 16.

Tabla 16. Resultados de evaluación de materiales para geometría original.

Material	t [mm]	σ_{VM} [MPa]	θ [°]	r [–]	N_{vuelos} [–]	FS [–]
Al 3004 H32 (Placas)	• 0,5	• 101,61	• 0,282	• 2,95	• $1,12 \times 10^6$	• 1,48
	• 1	• 55,01	• 0,154	• 2,2	• $3,31 \times 10^{10}$	• 2,73
	• 1,5	• 39,73	• 0,110	• 1,89	• $4,13 \times 10^{12}$	• 3,78
	• 2	• 32,39	• 0,088	• 1,73	• $7,88 \times 10^{13}$	• 4,65
Al 3105 H14 (Placas)	• 0,5	• 101,61	• 0,282	• 2,93	• $2,32 \times 10^4$	• 1,41
	• 1	• 55,01	• 0,150	• 2,19	• $3,14 \times 10^7$	• 2,6
	• 1,5	• 39,73	• 0,110	• 1,88	• $9,08 \times 10^8$	• 3,6
	• 2	• 32,39	• 0,088	• 1,72	• $7,06 \times 10^9$	• 4,43
Al 6063 T6 (Placas)	• 1,5	• 39,73	• 0,110	• 1,88	• $9,08 \times 10^8$	• 3,6
	• 2	• 32,39	• 0,088	• 1,72	• $7,06 \times 10^9$	• 4,43
Al 1050 H19 (Placas)	• 0,5	• 101,61	• 0,278	• 2,91	• $1,73 \times 10^4$	• 1,55
	• 1	• 55,01	• 0,150	• 2,17	• $2,79 \times 10^7$	• 2,85
	• 1,5	• 39,73	• 0,106	• 1,87	• $8,63 \times 10^8$	• 3,95
	• 2	• 32,39	• 0,088	• 1,71	• $6,97 \times 10^9$	• 4,86
Al 1200 H14 (Placas)	• 0,5	• 101,61	• 0,273	• 2,82	• $1,45 \times 10^2$	• 1,07
	• 1	• 55,01	• 0,145	• 2,16	• $2,94 \times 10^6$	• 1,98
	• 1,5	• 39,73	• 0,106	• 1,86	• $2,07 \times 10^8$	• 2,74
	• 2	• 32,39	• 0,084	• 1,69	• $2,61 \times 10^9$	• 3,38
Al 6063 T6 (Perfil cuadrado)	• 1	• 55,01	• 0,150	• 2,19	• $8,72 \times 10^7$	• 3,73
	• 1,5	• 39,73	• 0,110	• 1,88	• $1,72 \times 10^9$	• 5,16
	• 2	• 32,29	• 0,088	• 1,72	• $1,08 \times 10^{10}$	• 6,35
Al 6063 T5 (Perfil cuadrado)	• 1	• 55,01	• 0,154	• 2,22	• $3,02 \times 10^6$	• 2
	• 1,5	• 39,73	• 0,110	• 1,91	• $7,56 \times 10^7$	• 2,77
	• 2	• 32,29	• 0,093	• 1,74	• $5,3 \times 10^8$	• 3,41
AISI 304L (Perfil cuadrado)	• 1	• 55,01	• 0,053	• 1,38	• $2,17 \times 10^{18}$	• 3,09
	• 1,5	• 39,73	• 0,040	• 1,22	• $2,53 \times 10^{10}$	• 4,28
	• 2	• 32,29	• 0,031	• 1,13	• $5,03 \times 10^{11}$	• 5,27
AISI 430 (Placas)	• 0,5	• 101,61	• 0,093	• 1,74	• $1,11 \times 10^{11}$	• 2,86
	• 1	• 55,01	• 0,048	• 1,34	• $1,26 \times 10^{14}$	• 5,29
	• 1,5	• 39,73	• 0,035	• 1,18	• $4,59 \times 10^{15}$	• 7,33
	• 2	• 32,29	• 0,031	• 1,09	• $4,38 \times 10^{16}$	• 9,01

Como se puede apreciar, no se presentan muchas variaciones en el comportamiento mecánico ya que gran parte de este depende directamente de la geometría y por ende de la inercia, sin embargo, variaciones sí se presentan en el comportamiento dinámico, de fatiga y de los factores de seguridad, donde el comportamiento va de la mano con el espesor de la sección, por ende, de la geometría igualmente.

6.2.2 Geometría circular

Para la geometría circular correspondiente a la quinta iteración, se evalúan los materiales listados en el Anexo 4. Los resultados se presentan en la Tabla 17.

Tabla 17. Resultados de evaluación de materiales para geometría circular.

Material	t [mm]	σ_{VM} [MPa]	θ [°]	r [–]	N_{vuelos} [–]	FS [–]
PN 16	2	63,13	4,826	12,15	$2,28 \times 10^5$	0,84
PN 20	2,3	57,73	4,394	11,63	$8,85 \times 10^5$	0,92
Al 6063 T5 (Perfil circular)	1	106,75	0,269	2,87	$6,74 \times 10^8$	1,03
Al 6063 T6 (Perfil circular)	1	106,75	0,26	2,82	$4,39 \times 10^{10}$	1,92
PLA GP (Perfil circular)	5	106,75	7,523	14,95	$8,41 \times 10^{-3}$	0,42
PLA IM (Perfil circular)	5	106,75	7,92	15,34	$1,53 \times 10^{-8}$	0,36

Para esta geometría se concluye que el único material viable serían las tuberías de aluminio, esto debido a que presentan factores de seguridad viables e inclinaciones menores, los otros materiales no son viables bajo esta geometría.

6.2.3 Geometría rectangular

Para la geometría rectangular correspondiente a la sexta iteración, se evalúan los materiales listados en el Anexo 4. Los resultados se presentan en la Tabla 18.

Tabla 18. Resultados de evaluación de materiales para geometría rectangular.

Material	t [mm]	σ_{VM} [MPa]	θ [°]	r [–]	N_{vuelos} [–]	FS [–]
Al 6063 T5	• 1	• 29,2	• 0,044	• 1,68	• $2,7 \times 10^{21}$	• 3,77
	• 1,2	• 25,0	• 0,040	• 1,57	• $2,9 \times 10^{22}$	• 4,4
	• 1,5	• 20,8	• 0,031	• 1,45	• $4,5 \times 10^{23}$	• 5,29
Al 6063 T6	• 1	• 29,2	• 0,044	• 1,66	• $2,9 \times 10^{23}$	• 7,02
	• 1,2	• 25,0	• 0,035	• 1,55	• $2,9 \times 10^{24}$	• 8,2
	• 1,5	• 20,8	• 0,031	• 1,43	• $4,2 \times 10^{25}$	• 9,85
Al 6061 T6	• 1,5	• 20,8	• 0,031	• 1,46	• $1,2 \times 10^{30}$	• 11,54

Al existir solo aluminios que cumplen con los criterios de selección correspondientes al proceso previamente detallado el universo de materiales viables es bastante acotado dependiente directamente de los formatos comerciales existentes en el mercado nacional, cuyas respuestas mecánicas dependen directamente del espesor y la disponibilidad.

6.2.4 Geometría cuarta iteración

Para la geometría propuesta en la cuarta iteración, se evalúan los materiales listados en el Anexo 4. Los resultados se presentan en la Tabla 19 y se dividen en esfuerzos máximos y mínimos, esto ocurre ya que la sección no es simétrica y su eje neutro se encuentra a distancias distintas, siguiendo la metodología de cálculo detallada previamente, otro detalle ocurre que al ser la misma geometría los resultados de esfuerzos no varían acorde al material.

Tabla 19. Resultados de evaluación de materiales para geometría propuesta.

Material	$\sigma_{VM,max}$ [MPa]	$\sigma_{VM,min}$ [MPa]	θ [°]	r [-]	N_{vuelos} [-]	FS [-]
PA12 (Nylon 12)	21,52	19,23	1,318	6,5	$7,25 \times 10^7$	3,26
PA6 (Nylon 6)	21,52	19,23	1,234	6,39	$3,27 \times 10^7$	3,17
PA66 13-15% GF (Nylon 6,6)	21,52	19,23	1,119	6,08	$1,67 \times 10^8$	3,57
PC 10% GF (Policarbonato)	21,52	19,23	1,247	6,43	$1,2 \times 10^7$	2,71
PC 20% CF (Policarbonato)	21,52	19,23	0,286	3,08	$6,14 \times 10^9$	5,74
PET 15% GF	21,52	19,23	0,674	4,75	$5,07 \times 10^8$	4,45
PET Un	21,52	19,23	1,402	6,85	$1,18 \times 10^6$	3,01
PLA 10% GF	21,52	19,23	0,569	4,35	$2,73 \times 10^8$	3,57
PLA 30% GF	21,52	19,23	0,383	3,6	$7,99 \times 10^9$	4,95
PLA 30% NF	21,52	19,23	0,745	4,98	$9,99 \times 10^6$	3,01
PLA GP	21,52	19,23	1,609	7,32	$4,51 \times 10^5$	2,08

PLA HH	21,52	19,23	1,287	6,59	1,02x10 ⁵	1,85
PLA HH, HI	21,52	19,23	1,247	6,83	1,82x10 ⁶	2,34
PLA HI	21,52	19,23	1,697	7,49	5,14x10 ⁴	1,76
PLA IM	21,52	19,23	1,631	7,35	1,91x10 ⁵	1,94
Epoxy Resin	21,52	19,23	1,318	6,6	5,19x10 ⁶	2,05
Polyester	21,52	19,23	1,869	7,91	1,62x10 ⁵	1,53
PUR	21,52	19,23	0,943	5,55	1,97x10 ⁷	2,56
VE	21,52	19,23	1,208	6,28	4,5x10 ⁵	2,92

Se puede apreciar que plásticos son alternativas viables para un posible reemplazo en base a la geometría propuesta.

6.3 Evaluación numérica

El proceso de evaluación numérica se sustenta en los mismos pasos que fueron detallados previamente para el proceso de caracterización de la respuesta mecánica. Debido a que hay geometrías distintas a la original se generan nuevos mallados y modelos computacionales, detallados en cada una de las geometrías evaluadas.

6.3.1 Geometría original

Respecto al modelo computacional de la geometría original, este modelo es el mismo perfil de 20,5x20,5 [mm] original. De este modelo, se varían los materiales que se exportan de la base de datos de “Granta Edupack” y se importan dentro de “Ansys Workbench”, siguiendo los procedimientos previamente detallados, respecto a los resultados se obtiene la siguiente Tabla 20.

Tabla 20. Resultados de evaluación de materiales para geometría original.

Material	t [mm]	σ_{VM} FEM [MPa]	θ FEM [°]	FS FEM [–]
Al 3004 H32 (Placas)	• 0,5	• 156,52	• 0,421	• 0,961
	• 1	• 67,264	• 0,168	• 2,233
	• 1,5	• 43,953	• 0,107	• 3,417
	• 2	• 33,285	• 0,078	• 4,525
Al 3105 H14 (Placas)	• 0,5	• 139,85	• 0,416	• 1,024
	• 1	• 66,786	• 0,165	• 2,142

	• 1,5	• 43,935	• 0,104	• 3,255
	• 2	• 33,272	• 0,076	• 4,313
Al 6063 T6 (Placas)	• 1,5	• 43,939	• 0,108	• 3,255
	• 2	• 33,274	• 0,079	• 4,298
Al 1050 H19 (Placas)	• 0,5	• 155,07	• 0,421	• 1,016
	• 1	• 67,263	• 0,168	• 2,331
	• 1,5	• 43,739	• 0,106	• 3,588
	• 2	• 33,275	• 0,078	• 4,716
Al 1200 H14 (Placas)	• 0,5	• 155,07	• 0,427	• 0,703
	• 1	• 67,263	• 0,165	• 1,611
	• 1,5	• 43,739	• 0,104	• 2,490
	• 2	• 33,275	• 0,076	• 3,273
Al 6063 T6 (Perfil cuadrado)	• 1	• 67,265	• 0,170	• 3,050
	• 1,5	• 43,942	• 0,107	• 4,670
	• 2	• 33,278	• 0,079	• 6,166
Al 6063 T5 (Perfil cuadrado)	• 1	• 67,265	• 0,170	• 1,636
	• 1,5	• 43,943	• 0,108	• 2,504
	• 2	• 33,278	• 0,079	• 3,306
AISI 304L (Perfil cuadrado)	• 1	• 66,737	• 0,06	• 2,547
	• 1,5	• 43,17	• 0,038	• 3,937
	• 2	• 32,531	• 0,027	• 5,225
AISI 430 (Placas)	• 0,5	• 155,7	• 0,142	• 1,866
	• 1	• 66,717	• 0,056	• 4,356
	• 1,5	• 43,178	• 0,035	• 6,730
	• 2	• 32,544	• 0,026	• 8,930

Árbol del proyecto e iteraciones por espesor y material se presentan en el Anexo 5.

6.3.2 Geometría circular

Respecto al modelo de perfil circular, se evalúan los materiales y geometrías presentadas en la iteración correspondiente y se presentan en la Tabla 21.

Tabla 21. Resultados de evaluación de materiales para geometría circular.

Material	t [mm]	$\sigma_{VM} FEM [MPa]$	$\theta FEM [^\circ]$	FS FEM [-]
PVC PN16	2	37,118	3,335	1,429
PVC PN20	2,3	32,878	2,881	1,615
Al 6063 T5 (Perfil circular)	1	71,342	0,275	1,541
Al 6063 T6 (Perfil circular)	1	71,342	0,275	2,873

PLA GP (Perfil circular)	5	17,363	1,181	2,582
PLA IM (Perfil circular)	5	17,363	1,189	2,213

Imágenes del modelo computacional, iteraciones de convergencia de mallado, iteraciones por espesor y material se presentan en el Anexo 6. Este modelo se basa en un modelo de elementos Shell al igual que el modelo original.

6.3.3 Geometría rectangular

Respecto al modelo de perfil circular, se evalúan los materiales y geometrías presentadas en la iteración correspondiente y se presentan en la Tabla 22.

Tabla 22. Resultados de evaluación de materiales para geometría rectangular.

Material	t [mm]	$\sigma_{VM} FEM [MPa]$	$\theta FEM [^\circ]$	FS FEM [–]
Aluminio 6063 T5	• 1	• 69,286	• 0,190	• 1,589
	• 1,2	• 55,053	• 0,136	• 1,999
	• 1,5	• 42,183	• 0,094	• 2,610
Aluminio 6063 T6	• 1	• 69,284	• 0,190	• 2,959
	• 1,2	• 55,051	• 0,136	• 3,723
	• 1,5	• 42,181	• 0,094	• 4,859
Aluminio 6061 T6	• 1,5	• 69,278	• 0,190	• 3,465
	• 2	• 55,046	• 0,136	• 4,361

Imágenes del modelo computacional, iteraciones de convergencia de mallado, iteraciones por espesor y material se presentan en el Anexo 7. Este modelo se basa en un modelo de elementos Shell al igual que el modelo original.

6.3.4 Geometría cuarta iteración

Respecto al modelo de perfil circular, se evalúan los materiales y geometrías presentadas en la iteración correspondiente y se presentan en la Tabla 23.

Tabla 23. Resultados de evaluación de materiales para geometría propuesta.

Material	$\sigma_{VM} FEM [MPa]$	$\theta FEM [^\circ]$	FS FEM [–]
PA12 (Nylon 12)	29,192	1,248	2,403
PA6 (Nylon 6)	29,075	1,155	2,346
PA66 13-15% GF (Nylon 6,6)	29,176	1,047	2,633
PC 10% GF (Policarbonato)	29,259	1,129	1,993
PC 20% CF (Policarbonato)	29,038	0,293	4,254

PET 15% GF	29,184	0,703	3,281
PET Un	29,267	1,383	2,213
PLA 10% GF	29,274	0,587	2,624
PLA 30% GF	29,274	0,397	3,639
PLA 30% NF	29,274	0,770	2,213
PLA GP	28,988	1,374	1,544
PLA HH	28,988	1,054	1,373
PLA HH, HI	28,988	1,244	1,737
PLA HI	28,988	1,290	1,307
PLA IM	28,988	1,383	1,440
Epoxy Resin	29,29	1,348	1,528
Polyester	29,285	1,339	1,124
PUR	29,235	0,964	1,884
VE	29,08	1,175	2,161

Imágenes del modelo computacional, iteraciones de convergencia de mallado y de las iteraciones por espesor y material se presentan en el Anexo 8. Este modelo no funciona con elementos Shell, se divide en elementos tridimensionales.

6.4 Contraste analítico-numérico

Las conclusiones de ambos análisis resultan en un amplio espectro de materiales, adjuntando el proceso analítico al numérico se puede reforzar e incluso ser más conservador en el rendimiento mecánico, tal como se aprecia en el Anexo 9, los resultados numéricos resultan menos optimistas en la condición de carga.

6.5 Configuraciones seleccionadas

Como finalización de esta fase se escogen dos de los materiales evaluados para su posterior fabricación, de esta forma, los materiales escogidos son: para la geometría original el Aluminio 6063 T6 y para la geometría propuesta en la cuarta iteración el PLA GP (Uso general). De estas dos geometrías las variaciones respecto a las originales son la sección transversal y las piezas siguen los siguientes planos presentados en el Anexo 10.

Respecto al PLA esta pieza es impresa en 3D con un 100% de relleno y con las fibras de esta perpendiculares a la carga aplicada, con el fin de maximizar su resistencia a este tipo de cargas, también los agujeros laterales se imprimen en forma de gota con el objetivo de minimizar aún más la cantidad de soportes utilizados, esta geometría se puede apreciar en la Figura 36. Por otro lado, el aluminio, es trabajado en la maquinaria presente en el laboratorio de técnicas aeroespaciales y corresponde a la versión más comercial disponible de 20x20x1 [mm].

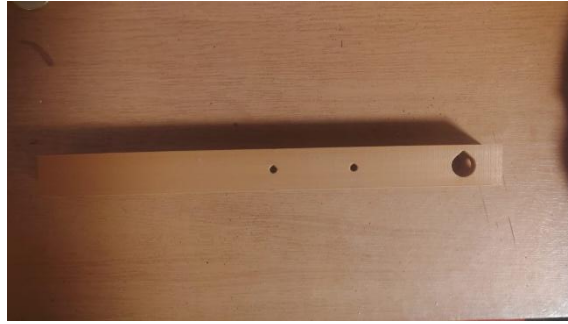


Figura 36. Geometría de gota lateral aplicada a la impresión.

7 Validación experimental

7.1 Diseño del ensayo

Para poder confiar en previamente calculado y predicho, se plantea la fase de validación. Para esta fase se fabrican las piezas según los materiales escogidos previamente para luego ser ensayados en flexión de tres puntos, de esta forma, obteniendo una rigidez estructural con la cual corregir los cálculos previos. La rigidez experimental corregida es posteriormente comparada con un proceso de simulación, bajo las mismas condiciones del experimento.

Para poder llevarlo a cabo se determinan las dimensiones del experimento, en base a las dimensiones presentadas en la Figura 37.

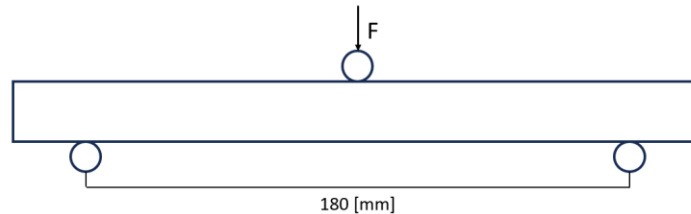


Figura 37. Dimensiones del ensayo.

Este experimento se rige en base a la ecuación 43. Donde se busca obtener el mismo momento flector que afecta a la pieza en su extremo para el modelamiento en voladizo, en el punto de aplicación de la fuerza. Como la pieza está limitada en sus dimensiones la distancia entre rodillos de soporte se fija en 180 [mm], para lo cual es necesario aplicar por lo menos 192 [N] de fuerza.

$$F = \frac{M}{L} \quad (43)$$

El ensayo es llevado a cabo por una máquina de la marca “ZwickRoell” como la presentada en la Figura 38.



Figura 38. Máquina usada en el ensayo.

El ensayo se trabajó con 3 probetas para los materiales escogidos y para el material original del RPA, probetas presentadas en la Figura 39.



Figura 39. Probetas numeradas y fabricadas.

Las curvas resultantes de este proceso de ensayo se presentan en el Anexo 11, Anexo 12 y Anexo 13, de cada una se obtuvo las siguientes rigideces experimentales de la Tabla 24

Tabla 24. Rigideces obtenidas experimentalmente.

Probeta Material	Rigidez [N/mm]
Probeta 1 Aluminio	2776,36
Probeta 2 Aluminio	2745,09
Probeta 3 Aluminio	2746,21
Probeta 4	2188,91

Fibra de carbono	
Probeta 5	1851,38
Fibra de carbono	
Probeta 6	1699,09
Fibra de carbono	
Probeta 7	1224,89
PLA GP	
Probeta 8	1210,10
PLA GP	
Probeta 9	1200,73
PLA GP	

Finalmente, en la Figura 40 se muestran dos de las piezas siendo ensayadas, a una velocidad de bajada de 1 [mm/s],



Figura 40. Brazo de PLA y aluminio bajo ensayo de flexión de 3 puntos.

7.2 Diseño de la simulación FEM

Por otro lado, se plantea un modelo computacional del mismo ensayo bajo las mismas condiciones, este modelo computacional se rige bajo el árbol de simulación de la Figura 41 de “Ansys Workbench”.

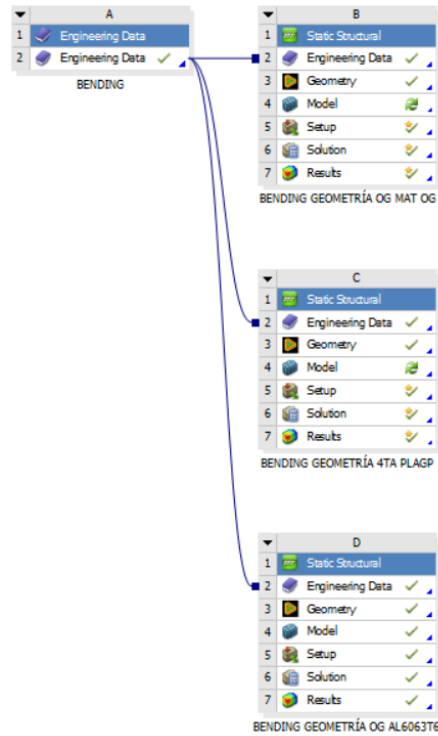


Figura 41. Esquema del proyecto.

Respecto a los materiales estos se cargan dentro del programa y se varían sus propiedades de módulo de Young, de esta forma y bajo varias iteraciones se puede determinar una rigidez estructural equivalente. El modelo computacional se presenta en la Figura 42.

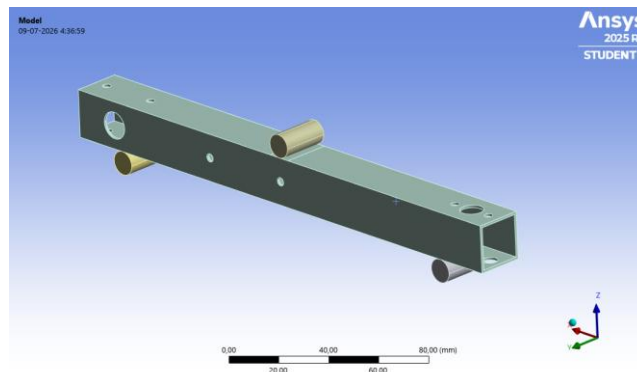


Figura 42. Modelo computacional ensayo de flexión a 3 puntos.

Una vez determinado el mallado y las condiciones, se configuran los soportes, de estos el soporte correspondiente a la carga se modela como uno sujeto a fricción con un coeficiente de 0,1 y los rodillos inferiores como “frictionless”. Para ambos se limitan rotaciones y desplazamientos, sin embargo, para el de la carga se asigna un desplazamiento en el eje z de la simulación, correspondiente al desplazamiento experimental. Tal como se ve en el árbol de la Figura 43.

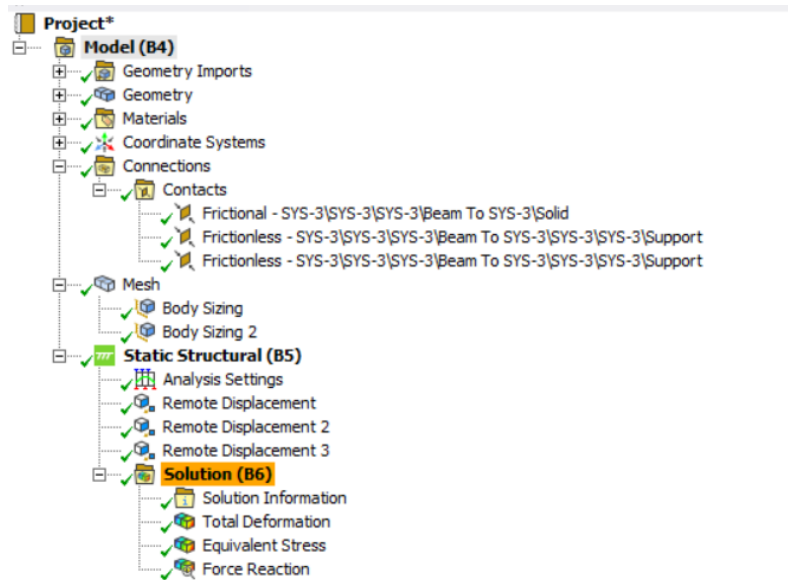


Figura 43. Árbol de la simulación de flexión a 3 puntos.

Finalmente se monitorea mediante el uso de un “probe” de fuerza y un reporte de desplazamientos. Obteniendo diversas iteraciones y curvas que se exportan a Microsoft Excel. De esta información, al estar en la zona elástica de los materiales, el cálculo de la rigidez corresponde a la pendiente de la curva Fuerza-Desplazamiento, obteniendo curvas rectas que se reportan en el Anexo 14, Anexo 15 y Anexo 16

7.3 Resultados

Respecto a los resultados experimentales y simulados, se obtiene la siguiente Tabla 25 que condensa los resultados previos, obteniendo un módulo ajustado que representarían la estructura.

Tabla 25. Tabla resumen de rigideces experimental/numérica.

Material Geometría	Módulo ajustado [GPa]	Rigidez numérica [N/ mm]	Rigidez experimental promedio [N/ mm]	Variación porcentual [%]
Fibra de Carbono Original	56	1918,04	1913,13	0,26
Aluminio Original	112,5	2746,56	2755,89	0,23
PLA GP Propuesta	13,2	1210,75	1211,91	0,09

Una vez con estos módulos corregidos se vuelve a iterar sobre los cálculos analíticos y numéricos hechos previamente. Monitoreando los desplazamientos, se obtiene el siguiente resumen de la Tabla 26.

Tabla 26. Tabla resumen resultados analítico-numéricos.

Material Geometría	Módulo ajustado [GPa]	Rotación analítica [°]	Rotación numérica [°]
Fibra de Carbono Original	56	0,150	0,181
Aluminio Original	112,5	0,093	0,048
PLA GP Propuesta	13,2	0,291	0,306

Evidencias de este proceso se muestran en el Anexo 17, a continuación, las diferencias de inclinación entre el material con el módulo ajustado y el de referencia respectivamente, se presenta en las Figura 44, Figura 45 y Figura 46 en una escala de 16.

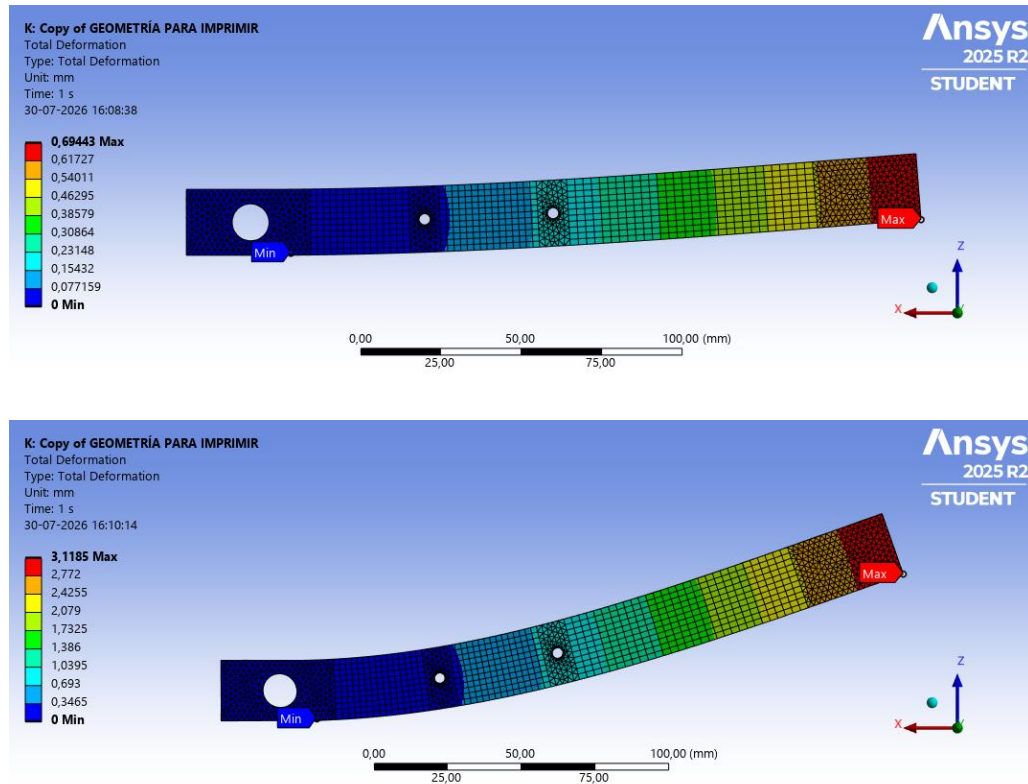


Figura 44. Comparativa entre PLA ajustado y el PLA de referencia.

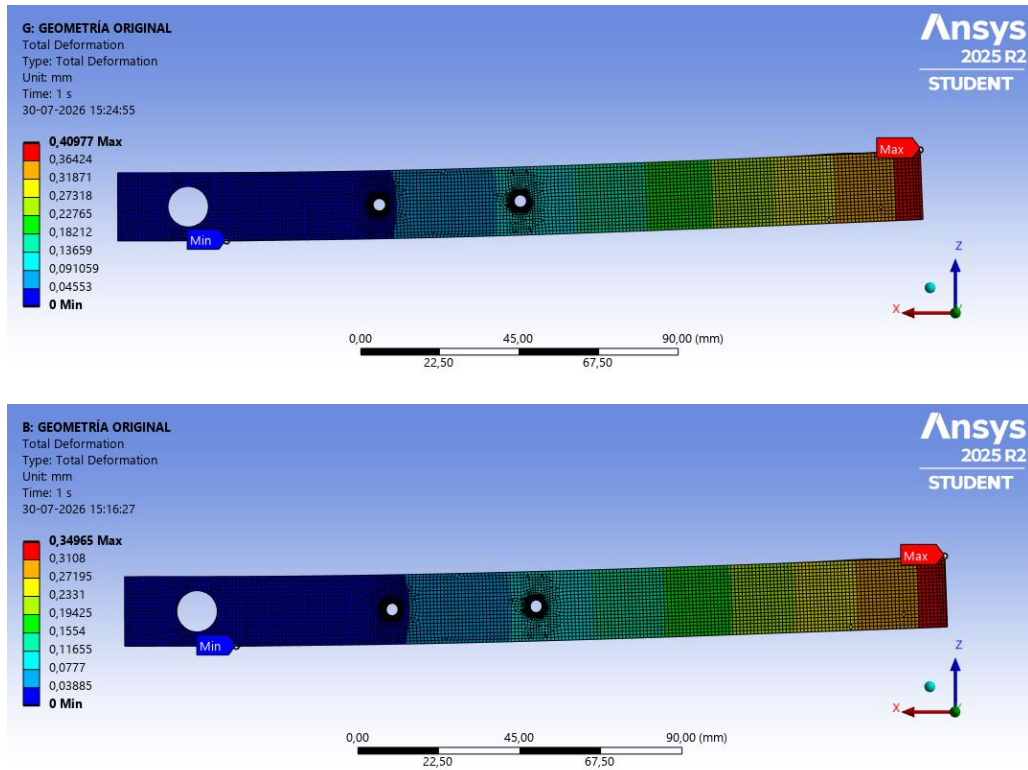


Figura 45. Comparativa entre fibra de carbono ajustada y la de referencia.

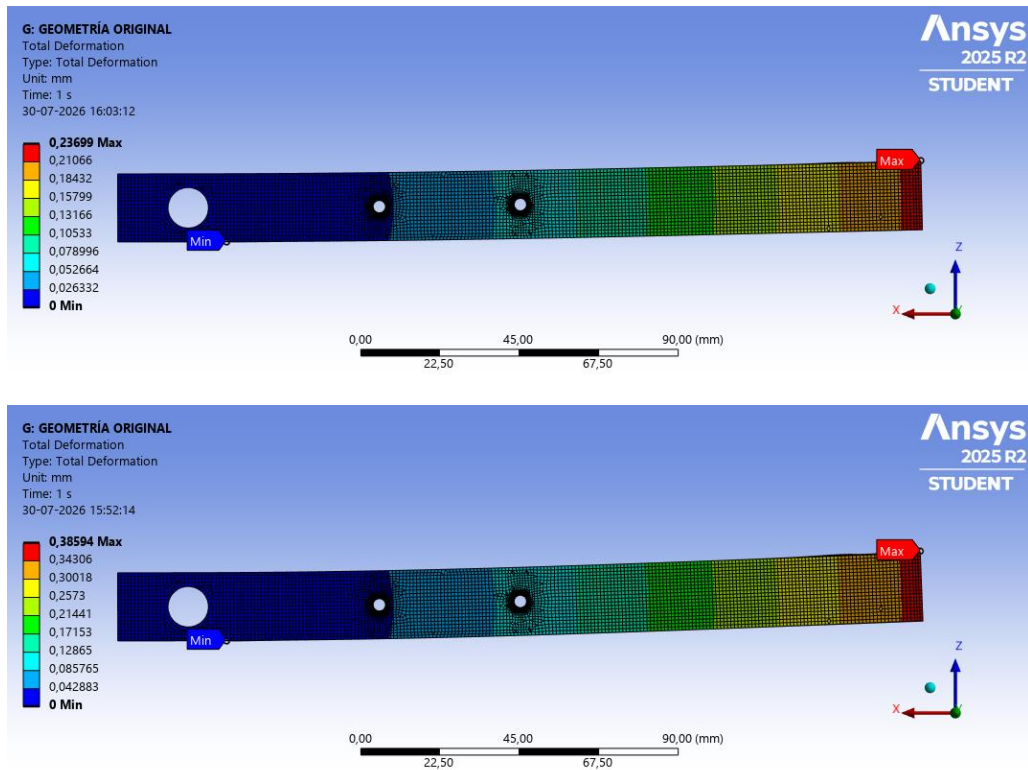


Figura 46. Comparativa entre aluminio ajustado y aluminio de referencia.

8 Discusión

Las diferencias entre los factores de seguridad analíticos y numéricas demuestra que el modelo opera de forma conservadora, alcanzando diferencias de hasta un 70% en la geometría rectangular y reduciéndose a valores del orden del 26% en la geometría de la cuarta iteración, por otro lado, las geometrías originales disminuyen de forma significativa al aumentar su espesor de pared. Este comportamiento se explica por las simplificaciones de la teoría aplicada y a los factores de concentración de esfuerzos aplicados al no representar la redistribución local de esfuerzos, a diferencia del modelo de elementos finitos que sí captura toda la complejidad de los esfuerzos.

El efecto de la geometría resulta una variable importante, esto demostrado en la reducción cercana al 50% en los requerimientos mecánicos, al aumentar la inercia de la sección las adecuaciones geométricas o variantes mucho más anchas y gruesas, pueden compensar propiedades mecánicas inferiores de materiales menos densos. Este comportamiento, permite deducir que la sustitución de la fibra de carbono por filamentos compuestos o aleaciones de aluminio como principales candidatos es posible, haciendo que no solo se dependa del material, sino que de la geometría en mayor medida.

Desde la perspectiva de la metodología, la integración de herramientas analíticas, numéricas y experimentales se diferencia de lo reportado en el estado del arte, donde usualmente se hace uso íntegramente de simulaciones o en criterios no justificados. El enfoque integral permite justificar las decisiones de material y geometría desde una base más robusta.

La validación experimental respalda la fidelidad de los modelos desarrollados, las variaciones de las rigideces simuladas y las medidas se mantuvieron por debajo para los casos ensayados. Esta concordancia surge luego del proceso iterativo de ajuste de los módulos, los cuales resultan ser superiores a los de referencia de la base de datos, destaca el caso del PLA. Estas diferencias se explican tanto en los parámetros de impresión, las características de las piezas, orientación de capas y posibles postratamientos. En consecuencia, el uso directo de datos de catálogo subestima la capacidad estructural real e induce un conservadurismo adicional.

Finalmente, respecto a los alcances de este estudio se imponen limitaciones debido a que corresponde a un comportamiento estático, dinámico y de fatiga de un componente crítico, no incorporando componentes térmicos, ni una caracterización completa de la banda de vibraciones de operación. Por otro lado, los avances dependen directamente de la capacidad de fabricación y presupuesto disponible

8.1 Consideraciones térmicas

Respecto a la problemática térmica, esta arista se plantea como un estudio en detalle completo que no se abarca en este estudio como se afirma previamente. Esto ocurre ya que se escapa de los alcances del proyecto. Sin embargo, se abarcan ciertas consideraciones que atenuarían este efecto.

Como se entiende, los motores en su operación disipan potencia en forma de calor, este calor mediante conducción entra en contacto con el brazo a través del anclaje. Entendiendo esto, se puede comprender la importancia térmica en el rediseño y el trabajo estructural en los RPA's. Por ende, los materiales se ven afectados por esta transmisión, en particular y en base a lo propuesto en este trabajo el PLA es el mayor afectado ya que presenta límites térmicos reducidos como: una temperatura de transición vítrea entre 43 a 63 $^{\circ}\text{C}$, una temperatura máxima de servicio de entre 40 a 60 $^{\circ}\text{C}$, y una temperatura de deflexión bajo carga de 51 a 60 $^{\circ}\text{C}$, esta información extraída de la base de datos de Granta Edupack, de esta forma, al salir de estos márgenes el PLA deja de ser un material confiable. Estudios experimentales tales como [11], en donde dependiendo del material se alcanzan temperaturas de hasta 90 $^{\circ}\text{C}$ para estructuras de fibra de carbono y de 60 $^{\circ}\text{C}$ para estructuras de aluminio. Es necesario señalar que este estudio es para otra configuración y para otros motores usados en la bibliografía, sin embargo, ayudan a marcar ordenes de magnitud que efectivamente afectarían de sobremanera a la alternativa propuesta en PLA, cuya conductividad térmica es mucho menor a la de los otros materiales con 0,12 a 0,15 $[\text{W}/\text{m}^{\circ}\text{C}]$.

Frente a esta problemática, se identifican diversas estrategias de mitigación pasiva, de bajo costo y que no requieren un rediseño del perfil estructural. Como primera medida se plantea el uso de interponer una capa de material de baja conductividad térmica entre el motor y el soporte, reduciendo la conducción de calor hacia el brazo. Esta medida se vería afectada directamente por la presencia de los pernos de sujeción que reducirían la efectividad, por lo que se plantea el uso de elementos de fijación de menor conductividad, pernos que pueden ser de materiales como el titanio o arandelas aislantes. Otras estrategias posibles serían la reducción del área de contacto directo entre motor y brazo, incorporación de un separador que aprovecharía el flujo del aire inducido por las hélices y usaría el mismo aire como aislante, y por otro lado se presenta la alternativa de usar otro polímero de mayor resistencia térmica más complejo que el PLA de uso general.

9 Conclusiones

Los objetivos planteados inicialmente, se cumplieron en su totalidad, caracterizando el estado de carga crítico del brazo del RPA X-8 y su comportamiento mecánico de referencia, se seleccionó un conjunto de materiales de alta disponibilidad, se evaluó el desempeño estructural de modo analítico y numérico, para luego contrastar experimentalmente el comportamiento de las configuraciones fabricadas. De esta forma, se verifica la hipótesis planteada de que es posible sustituir la fibra de carbono por materiales de alta disponibilidad manteniendo viabilidad estructural mediante adecuaciones geométricas menores.

Para los procesos de caracterización, se recalca la importancia de usar hélices y motores cuyo fabricante tenga caracterizada o en su defecto poseer un banco de ensayos capaz de medir las fuerzas y revoluciones por minuto de las distintas exigencias.

Respecto a los materiales, las variantes de aluminio y ciertos polímeros presentan comportamientos mecánicos viables frente a la exigencia máxima del RPA, superando el factor de seguridad de 1,15 en sus diversos formatos.

Sobre la geometría, la inercia de la sección resulta en una variable importante, siendo la responsable de reducir los requerimientos mecánicos hasta en un 50%, de esto se concluye que brazos más anchos y de otras geometrías más gruesas en materiales de bajas densidades permiten mejoras estructurales

Por otro lado, se concluye que los modelos numéricos resultan más conservadores, esto ya que logran modelar el comportamiento mecánico mucho mejor que los cálculos analíticos.

Abarcando el proceso experimental, se puede calibrar modelos numéricos que representen el comportamiento experimental de forma que se puede corregir la incertidumbre propia de las características mecánicas de una estructura hecha en un material alternativo.

Como trabajos futuros se recomienda: extender el análisis a aspectos térmicos, ampliar el estudio vibratorio de los RPA X-8 y ampliar el espectro de materiales o geometrías desarrolladas y estudiadas.

Referencias

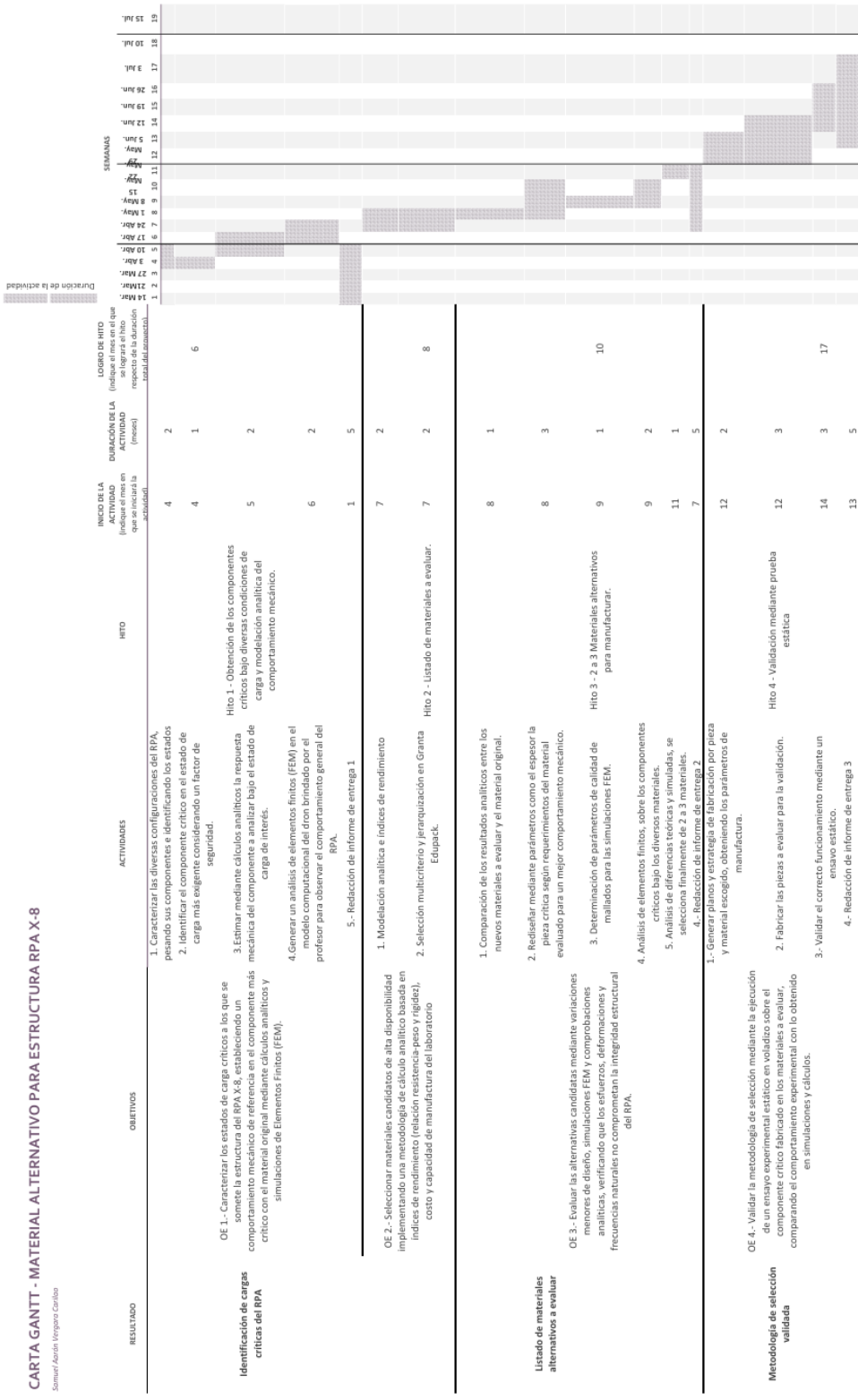
- [1] G. J. Astaburuaga, "revistamarina.cl," *Revista de Marina*, p. 1, 2023.
- [2] F. Nex and F. Remodino, "UAV for 3D mapping applications: a review," *Applied Geomatics*, pp. 1-15, 2014.
- [3] C. Zhang and J. M. Kovacs, "The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture: a review," *Precision Agriculture*, pp. 1-20, 2012.
- [4] K. Anderson and G. J. Kevin, "Lightweight unmanned aerial vehicles will revolutionize spatial ecology," *Frontiers in Ecology and the Environment*, pp. 1-9, 2013.
- [5] Gobierno de Chile, "Presidente José Antonio Kast llegó hasta Arica para supervisar implementación del Plan Escudo Fronterizo contra la migración irregular," Santiago, 2026.
- [6] M. Hassanalain, "Wing shape design an kinematic optimization of bio-inspired nano air vehicles for hovering and forward flight purposes," New Mexico State University, Las Cruces, 2022.
- [7] Inacap, "Drones para Chile: INACAP impulsa hito nacional para el desarrollo tecnológico del país," Santiago, 2025.
- [8] M. Ashby, H. Shercliff and D. Cebon, *Materials Engineering, science, processing and design*, Oxford: ButterWorth-Heinemann, 2014.
- [9] A. U. Khan, J. J. Shadrach, K. H, V. B, B. JK and N. P, "Finite Element Analysis on the Arms of Multirotor UAV," *ACS Journal for Science and Engineering*, vol. 3, no. 1, pp. 1-9, 2023.
- [10] S. Chen, "An Overview of the Basic Structure and Flight Principles of UAVs," *Frontiers in Science and Engineering*, vol. 5, no. 10, pp. 1-8, 2025.
- [11] A. Milenin, "Effects of FPV Drone Frame Materials on Thermal Conditions of Motors Under Extreme Payloads: Experimental and Numerical Analysis," *MDPI*, vol. 13, no. 3034, pp. 1-17, 2025.
- [12] A. E. D. d. Lucas, "DISEÑO Y OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA DE UNA ESTRUCTURA PARA MULTIROTOR (DRON)," Universidad Pontifica Comillas, Madrid, 2025.
- [13] V. K. Balla, J. G. Dattatreya Tadimet, K. Sudan, J. Satuavolu and K. H. Kate, "First Report on Fabrication and Characterization of Soybean Hull Fiber: Polymer Composite Filaments for Fused Filament Fabrication," *Progress in Additive Manufacturing*, vol. 6, pp. 39-52, 2021.
- [14] M. Dobrosielska, R. Dobrucka, D. Brzakalski, P. Kozera, A. Martyla, E. Gabriel, K. J. Kurzydowski and R. E. Przekop, "Polyamide 11 Composites Reinforced with Diatomite Biofiller-Mechanical, Rheological and Crystallization Properties," *MDPI*, vol. 15, 2023.
- [15] D. Hartung, H. Seidlitz, T. Osiecki, B. Sztorch, R. E. Przekop and M. Kazimierzczuk, "Flax fiber reinforced PET-G composites with improved interfacial adhesion," *Polimery*, vol. 70, no. 2, 2025.

- [16] D. S. K, A. P. S, S. K. K.L and M. A, "Study on flexural and tensile behavior of PLA, ABS and PLA-ABS materials," *Materials Today: Proceedings*, vol. 45, pp. 1175-1180, 2020.
- [17] A. Kantaron, C. Drosos, M. Papoutsidakis, E. Pallis and T. Ganetsos, "Composite Filament Materials for 3D-Printed Drone Parts: Advancements in Mechanical Strength, Weight Optimization and Embedded Electronics," *MPI*, vol. 18, 2025.
- [18] R. H. H. Brito, "EFECTOS DE LA DISTRIBUCIÓN DE FIBRA Y TRATAMIENTOS TÉRMICOS EN EL COMPORTAMIENTO INTERLAMINAR DE TERMOPLÁSTICOS REFORZADOS CON FIBRA CONTINUA IMPRESOS EN 3D," Universidad de Concepción, Concepción, 2023.
- [19] J. Verbeke and S. Debruyne, "Vibration analysis of a UAV multirotor frame," *International Conference on Noise and Vibration Engineering*, 2016.
- [20] S. H. Asif, K. Hasan and N. R. Dhar, "Topology optimization and 3D printing of a unibody quadcopter airframe," *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, 2024.
- [21] F. Kateb, A. Haseeb, S. Misbah Un-Noor, B. M. Alghamdi, F. Qudus Khan, B. Khan, A. Baseer, M. Iqbal Marwat and S. Jan, "Drone Frame Optimization via Simulation and 3D Printing," *MDPI*, vol. 14, no. 328, 2025.
- [22] K. L. R. Hornig, "Sistema de medición de vibraciones basado en Raspberry Pi para estabilización de dispositivos de adquisición de imágenes en dron hexarotor F550," Universidad de Concepción, Concepción, 2023.
- [23] Universidad Distrital Francisco José de Caldas, "GUÍA DE LABORATORIO PARA ENSAYO DE DEFORMACIÓN EN VIGAS," Universidad Distrital Francisco José de Caldas, Bogotá, 2017.
- [24] W. D. Pilkey and F. D. Pilkey, *Stress Concentration Factors*.
- [25] S. BHAVE, *MECHANICALVIBRATIONS*, Delhi: Pearson, 2010.
- [26] R. C.-. Hibbeler, *Mecánica de Materiales 8va Edición*, Pearson Educación, 2011.
- [27] R. G. Budynas and K. J. Nisbett, *Diseño en ingeniería mecánica*, McGrawHill, 2012.
- [28] J. Zhu, O. Zienkiewics and R. Taylor, *El método de elementos finitos: sus bases y fundamentos*, Butterworth-Heinemann, 2013.
- [29] R. D. Cook, D. S. Malkus and M. E. Plesha, *Concepts and applications of finite element analysis*, Wisconsin : John Wiley & Sons, 1989.
- [30] NAFEMS, "nafems.org," Nafems, 2026. [Online]. Available: <https://www.nafems.org/>. [Accessed 2026].
- [31] Ardupilot.org, "Ardupilot," 2024. [Online]. Available: <https://ardupilot.org/copter/>. [Accessed 18 05 2026].
- [32] W. D. Pilkey, *Formulas for Stress, Strain, and Structural Matrices .2nd Edition*, 2004.

- [33] Autodesk Support, "Autodesk," 8 Octubre 2023. [Online]. Available: <https://www.autodesk.com/es/support/technical/article/caas/sfdcarticles/sfdcarticles/ESP/How-to-Perform-a-Mesh-Convergence-Study.html>. [Accessed 19 Mayo 2026].
- [34] ANSYS, "ANSYS Meshing User's Guide," Enero 2025. [Online]. Available: https://ansyshelp.ansys.com/public/Views/Secured/corp/v251/en/pdf/ANSYS_Meshing_Users_Guide.pdf. [Accessed 19 Mayo 2026].
- [35] insta3dm, "insta3dm," 30 Octubre 2020. [Online]. Available: <http://es.insta3dm.com/info/the-ultimate-guide-for-3d-printing-support-str-51886047.html>. [Accessed 09 Julio 2026].

Anexos

Anexo 1: Carta Gantt del proyecto.



Anexo 2: Resultados de proceso de caracterización de hélice 10x4,5 para motor “Sunny Sky V2216-12”.

Empuje [g]	Voltaje [V]	Corriente [A]
1,45	15,87	5,03
2,23	15,79	5,04
2,95	15,77	4,98
3,69	16,3	5,59
8,67	15,6	7,79
30,51	15,24	12,49
79,19	14,99	17,82
153,76	14,89	17,77
227,37	14,74	17,93
300,2	14,78	17,56
372,47	14,87	17,45
444,01	14,89	17,05
515,02	14,74	16,87
585,56	14,7	16,82
655,73	14,71	16,7
725,24	14,63	16,81
794,12	14,63	16,71
862,63	14,57	16,69
930,98	14,7	16,55
999,34	15,36	16,72
1063,18	14,62	16,63
1109,97	14,62	16,57
1129,61	14,74	16,54
1129,93	14,71	16,49
1123,71	15,01	16,51
1118,37	14,1	16,46
1113,52	15,02	10,01
1100,74	15,28	5,59
1037,28	15,28	5,31
966,96	15,36	5,59
897,04	15,42	5,57

Anexo 3: Iteraciones para convergencia de malla.

Iteración	Configuración	Esfuerzo de Von Mises [MPa]	Cantidad de elementos y nodos
1	Elementos de 1 [mm]	57,677	Elementos: 17951 Nodos: 17743
2	Por defecto	57,683	Elementos: 14132 Nodos: 19304
3	Método Quad Dominant	57,865	Elementos: 18667 Nodos: 18510

4	Elementos de 0,75 [mm]	57,492	Elementos: 31070 Nodos: 30868
5	Elementos de 1 [mm] + capas de inflación	64,908	Elementos: 18290 Nodos: 18844
6	Elementos de 1 [mm] + Capas de inflación + Edge Sizing	62,411	Elementos: 27660 Nodos: 27865
7	Elementos de 1 [mm] + Capas de inflación + Edge Sizing + Quad Dominant	62,411	Elementos: 27660 Nodos: 27865

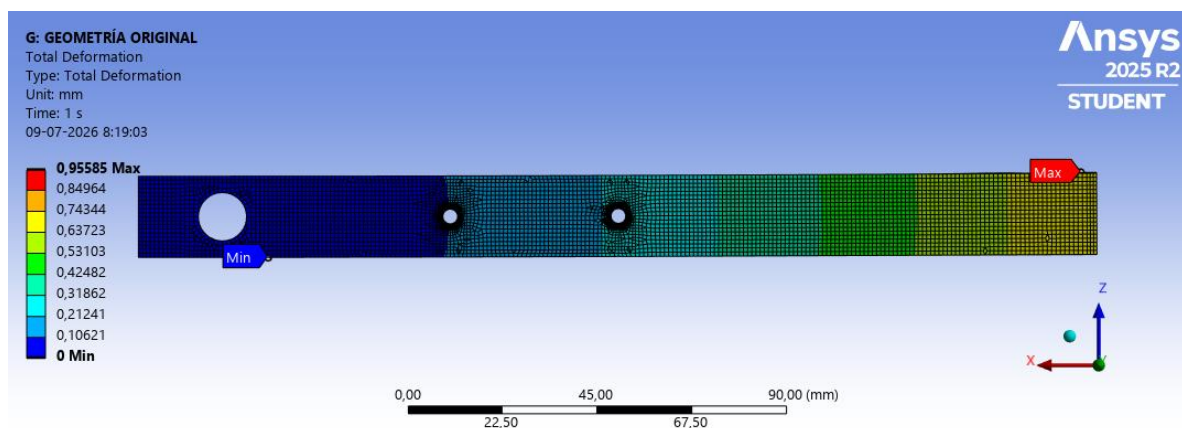
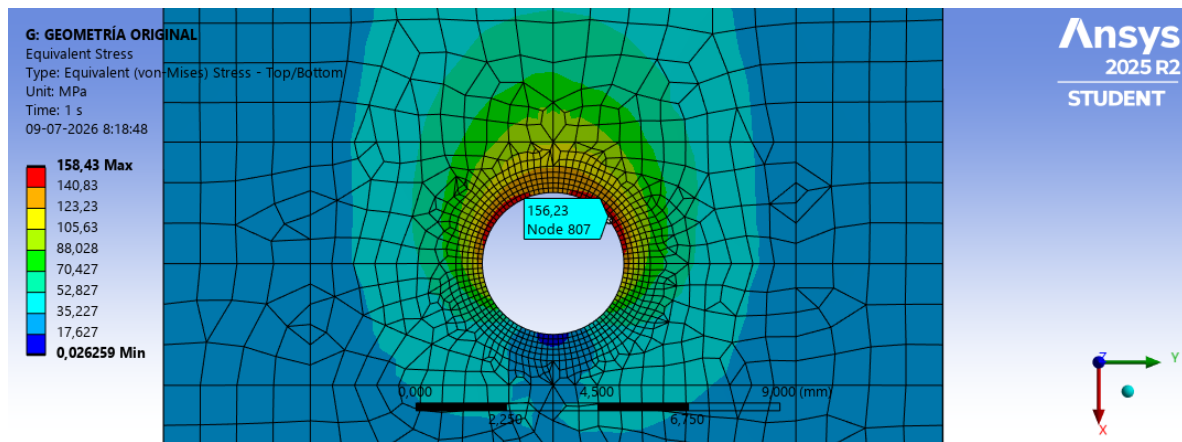
Anexo 4: Listado de materiales por geometría.

Ruta de manufactura	Geometría	Materiales
Manufactura aditiva	Geometría 4ta iteración (Casa)	1. PA12 () 2. PA6 3. PA66 (13-15% GF) 4. PC (10% GF) 5. PET (15% GF) 6. PET Un 7. PLA 10% GF 8. PLA 30% GF 9. PLA 30% NF 10. PLA GP 11. PLA HH 12. PLA HH, HI 13. PLA HI 14. PLA IM
Moldes	Geometría 4ta iteración (Casa)	1. Polyester 2. PUR 3. VE 4. Epoxy resin
Perfil comercial	Circular	1. Aluminum, 6063, T5 (t = 1) 2. Aluminum, 6063, T6 (t = 1) 3. Aluminum, 6061, T6 (t = 1) 4. PVC (chlorinated, molding and extrusion) PN 16 (t = 2) 5. PVC (chlorinated, molding and extrusion) PN 20 (t = 2,3) 6. PVC (chlorinated, molding and extrusion) PN 25
Perfil comercial	Rectangular	1. Aluminum, 6063, T5 (t = 1/1,2/1,5) 2. Aluminum, 6063, T6 (t = 1/1,2/1,5) 3. Aluminum, 6061, T6 (t=1,5/2)
Perfil comercial	Original	1. Al 6063 T5 (t = 1/1,5/2): Tubo Cuadrado 20x20

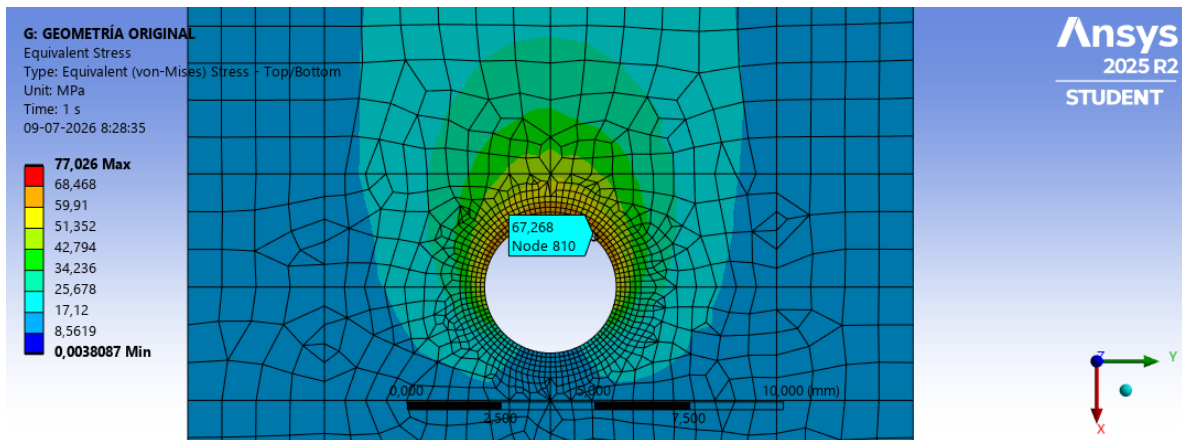
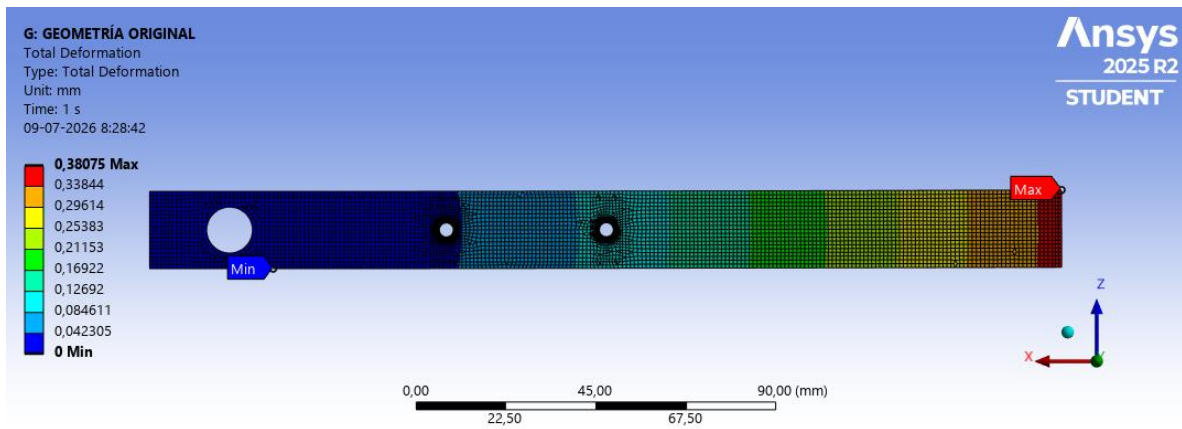
		2. Al 6063 T5 ($t = 1/1,5/2$): Tubo Cuadrado 20x20
		3. AISI 304L ($t = 1/1,5/2$): Tubo Cuadrado 20x20
Placas cortadas	Original	1. AISI 430 ($t = 0,5/1/1,5/2$): Placas
		2. Al 1050 H19 ($t = 0,5/1/1,5/2$): Placas
		3. Al 1200 H14 ($t = 0,5/1/1,5/2$): Placas
		4. Al 3004 H32 ($t = 0,5/1/1,5/2$): Placas
		5. Al 3105 H14 ($t = 0,5/1/1,5/2$): Placas
		6. Al 6063 T6 ($t = 1,5/2$): Placas

Anexo 5: Iteraciones de cálculo por espesor y material para geometría original.

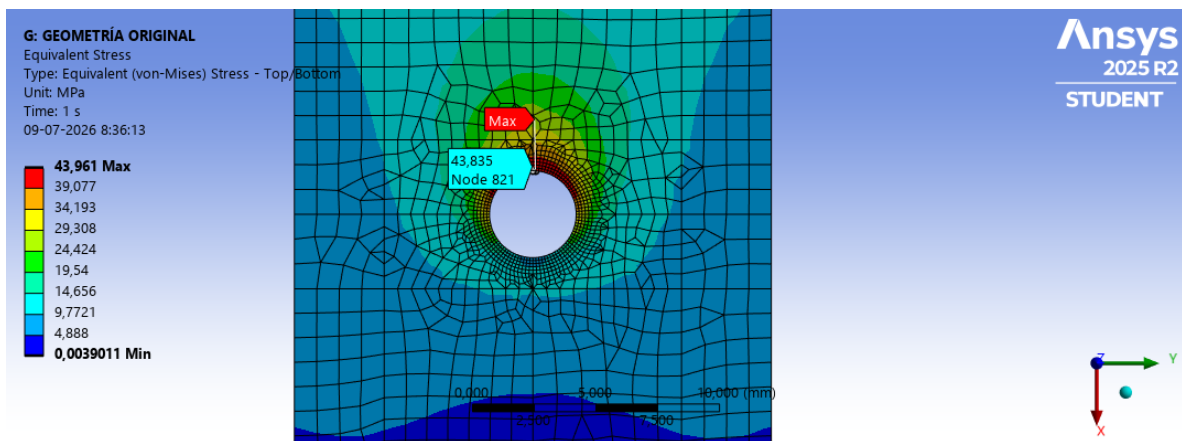
Al 3004 H32 (Placas) 0,5 mm

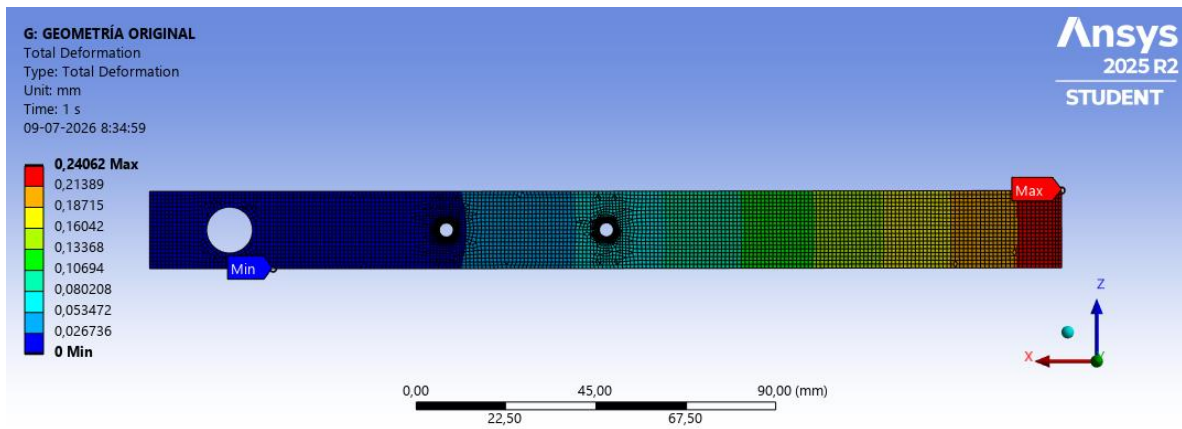


Al 3004 H32 (Placas) 1 mm

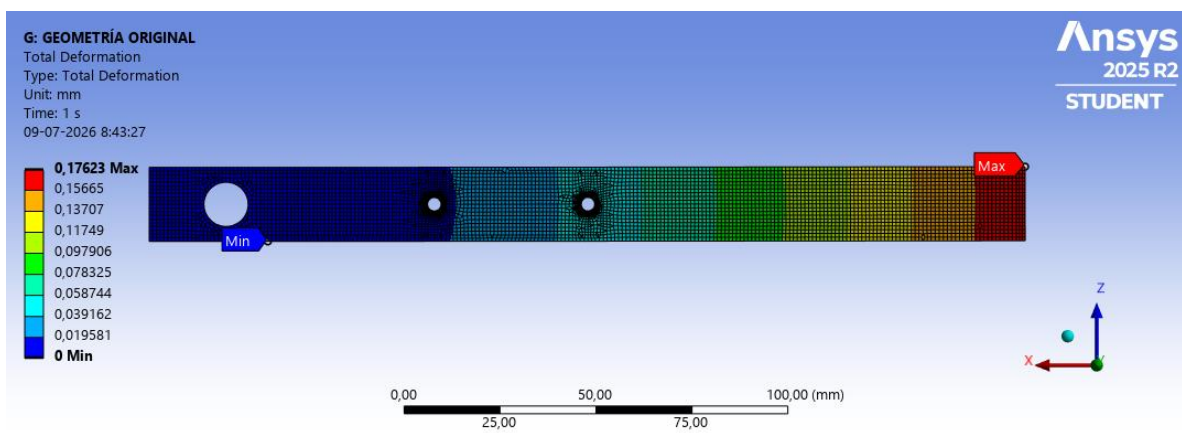
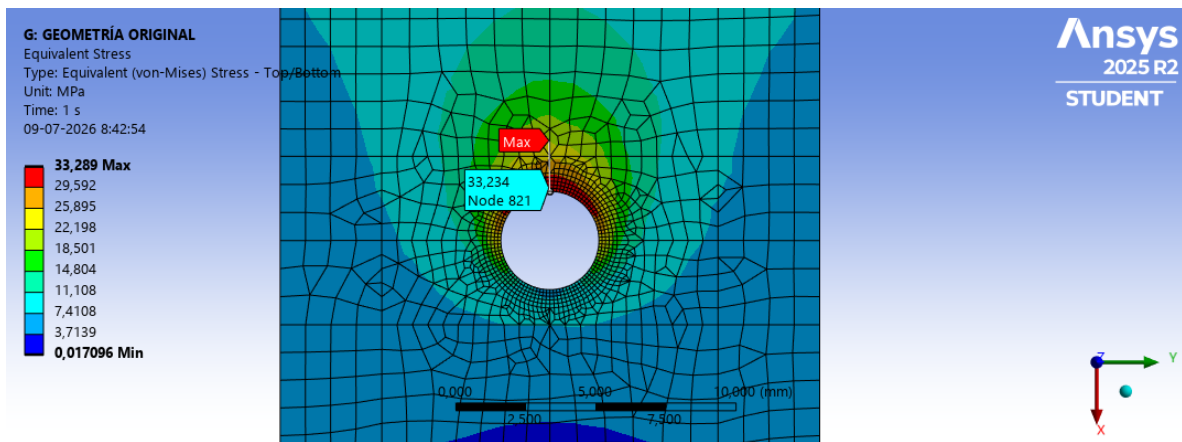


Al 3004 H32 (Placas) 1,5 mm

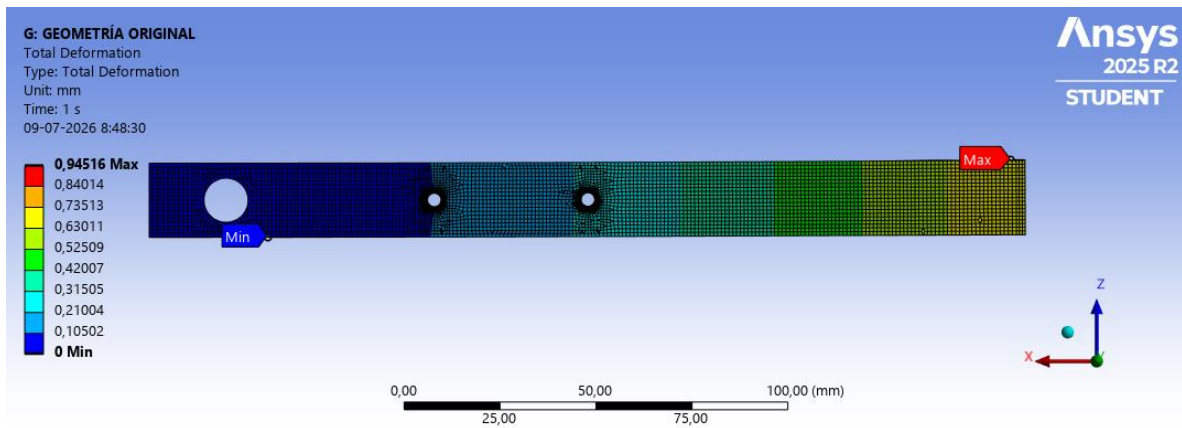
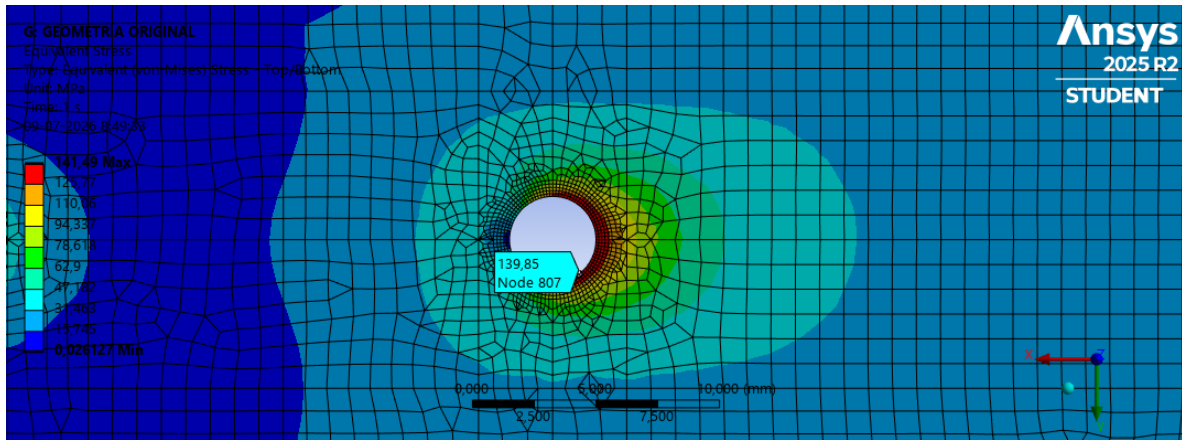




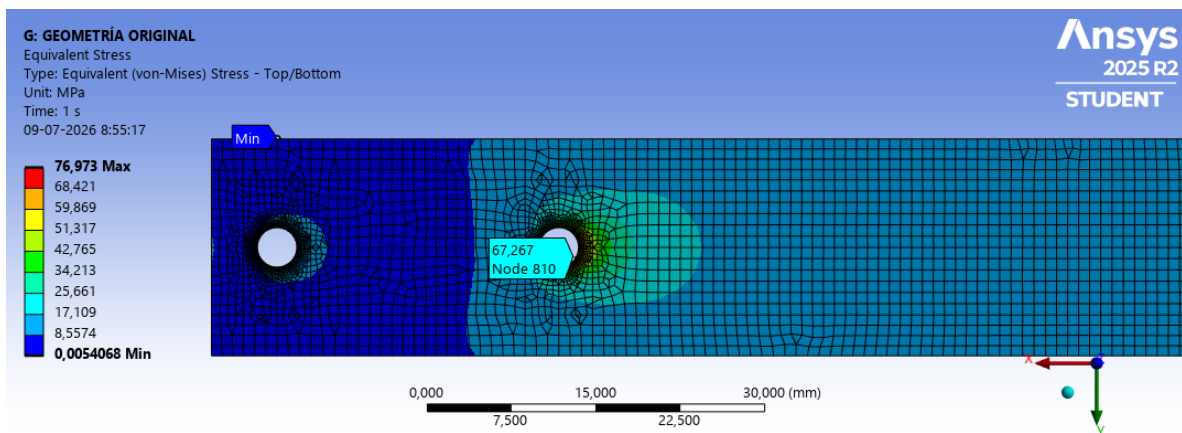
Al 3004 H32 (Placas) 2 mm

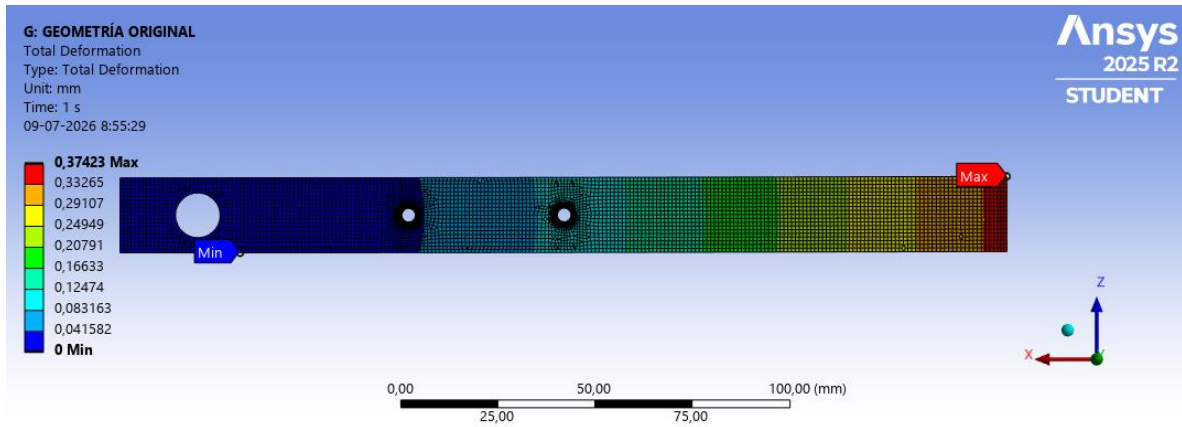


Al 3105 H14 (Placas) 0,5 mm

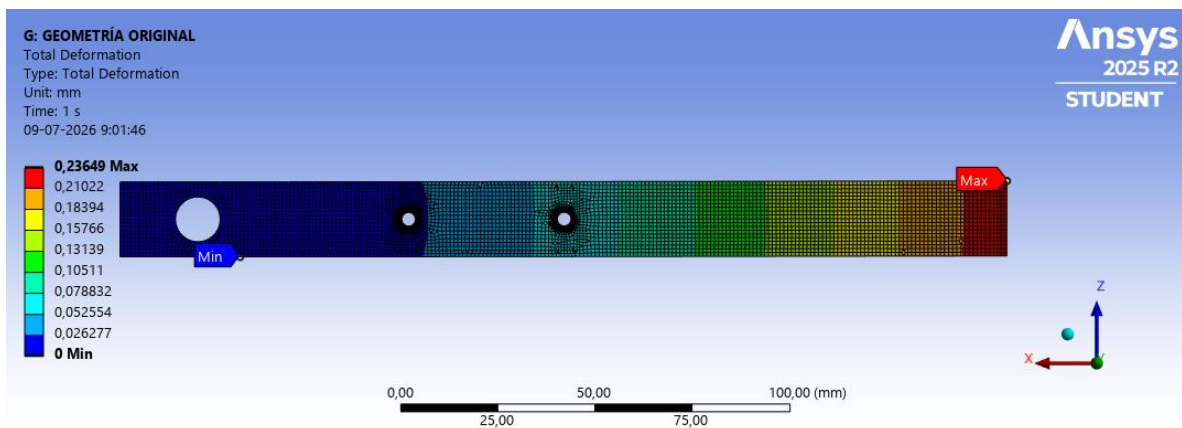
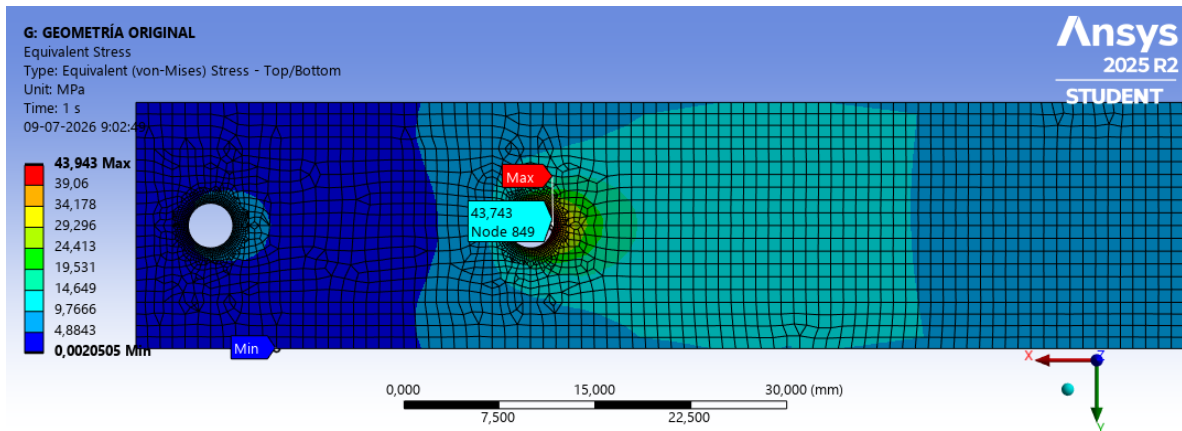


Al 3105 H14 (Placas) 1 mm

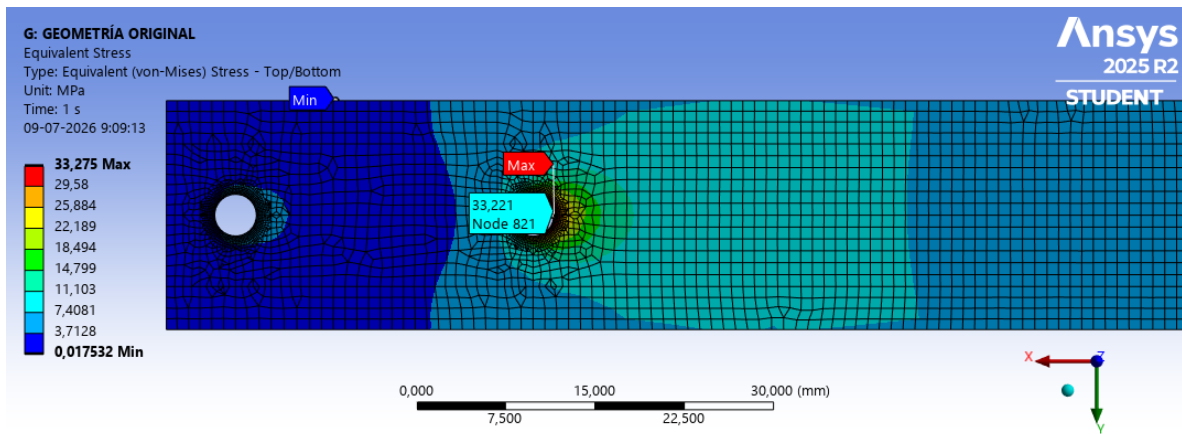
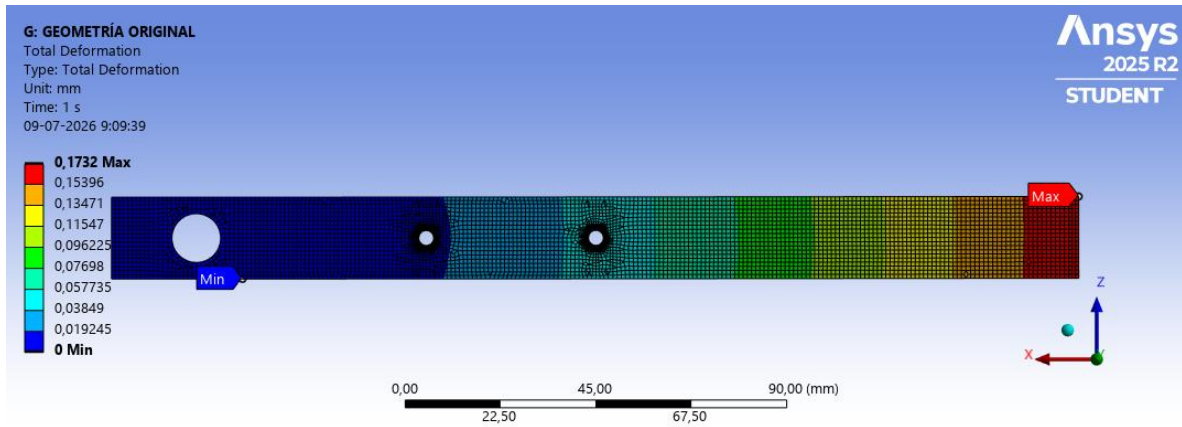




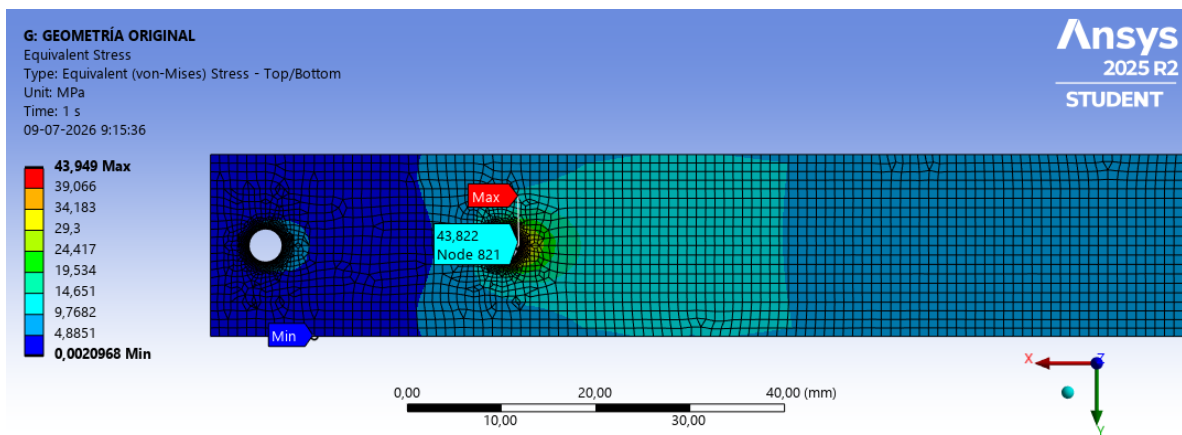
Al 3105 H14 (Placas) 1,5 mm

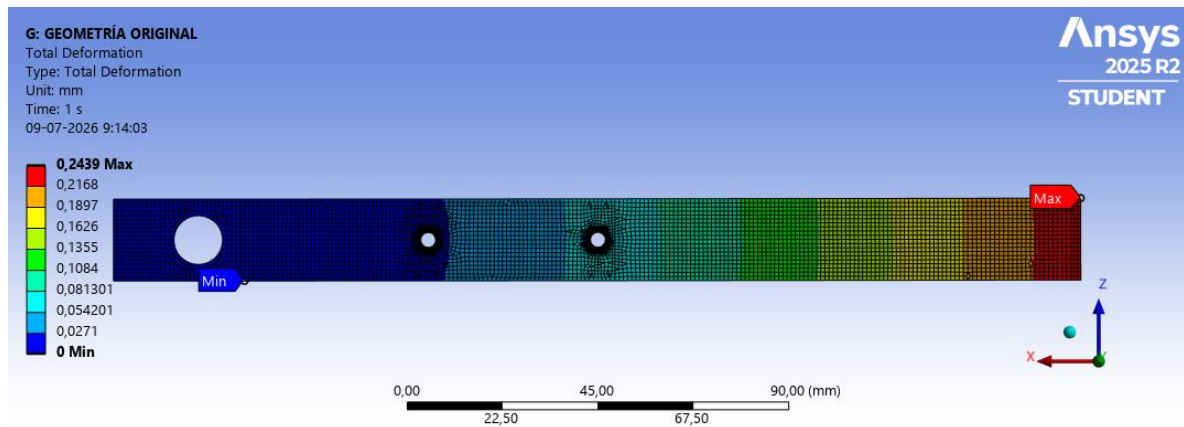


Al 3105 H14 (Placas) 2 mm

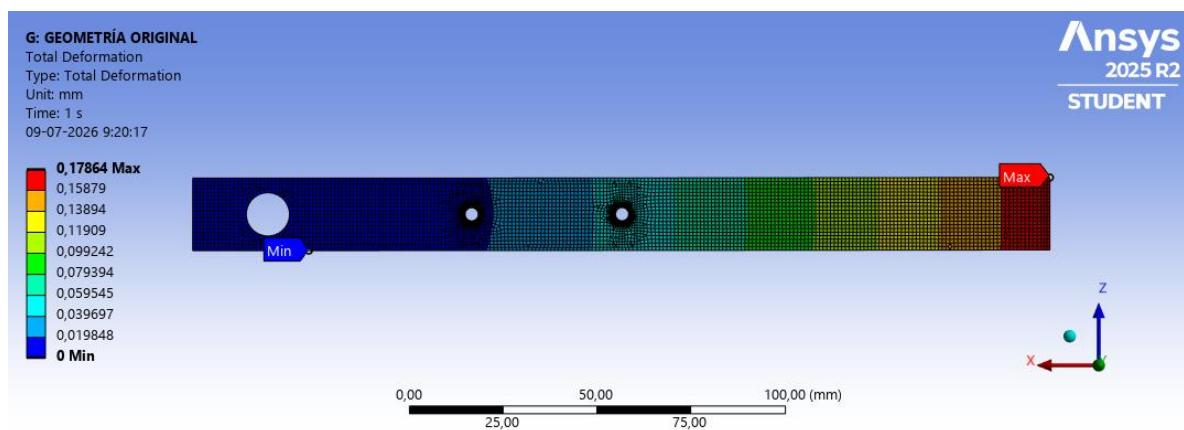
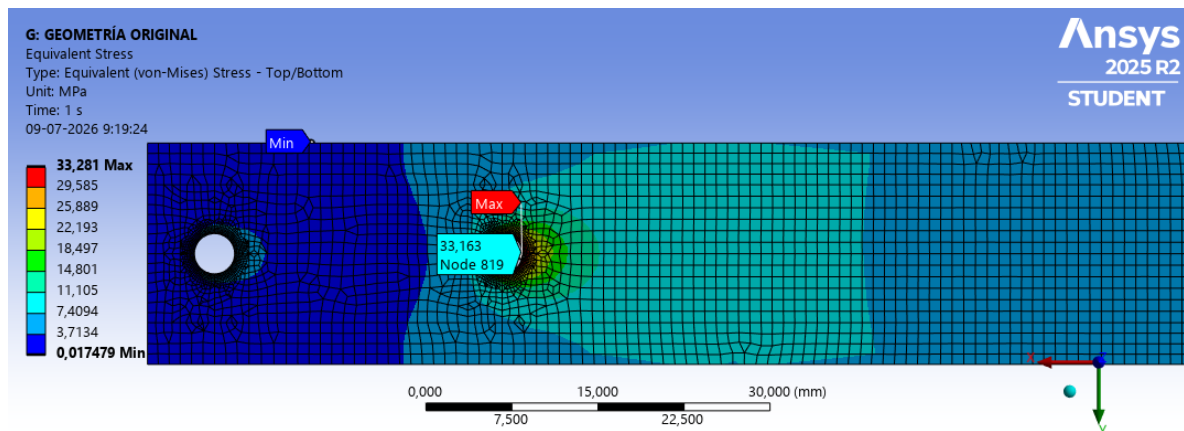


Al 6063 T6 (Placas) 1,5 mm

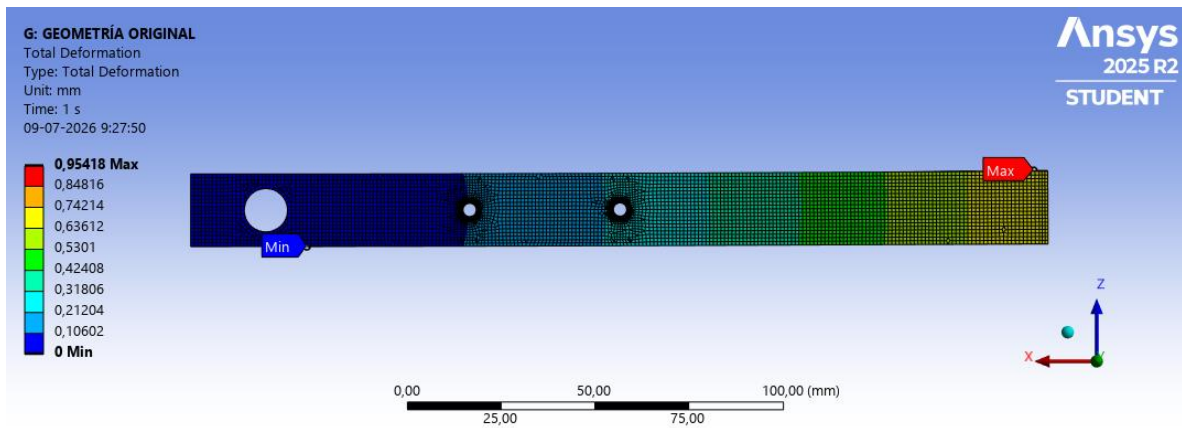
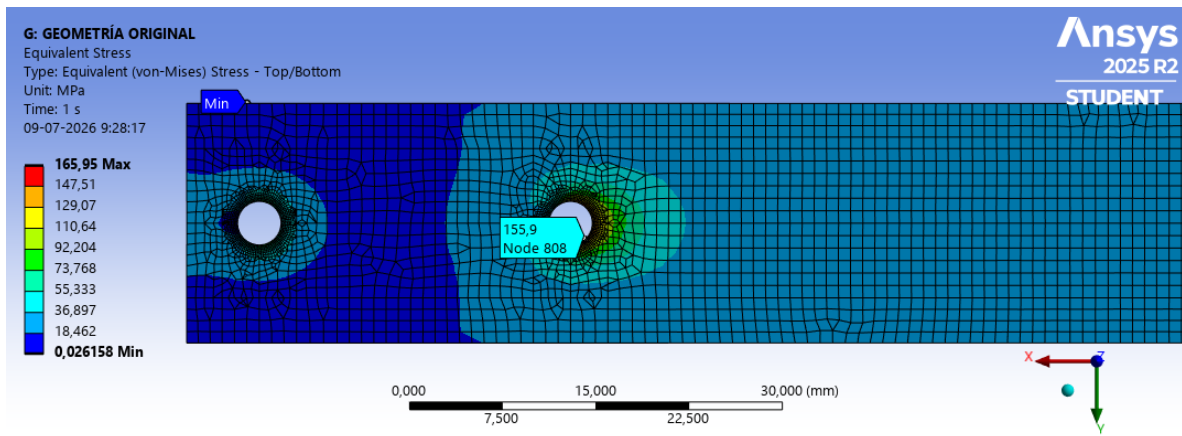




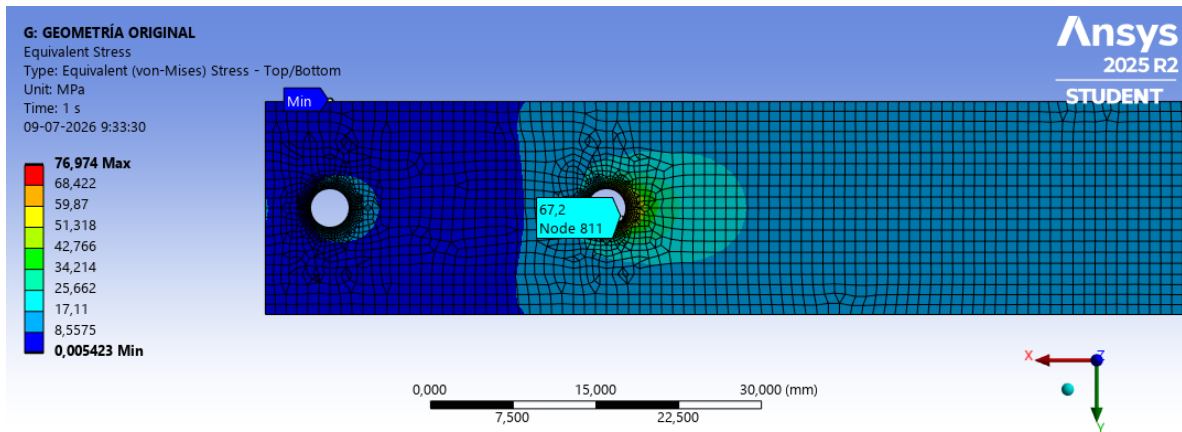
Al 6063 T6 (Placas) 2 mm

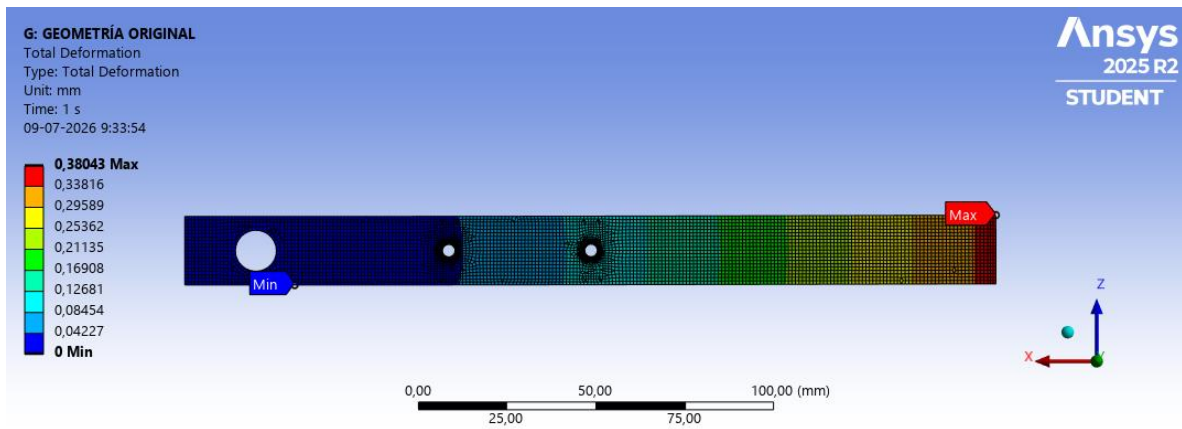


Al 1050 H19 (Placas) 0,5 mm

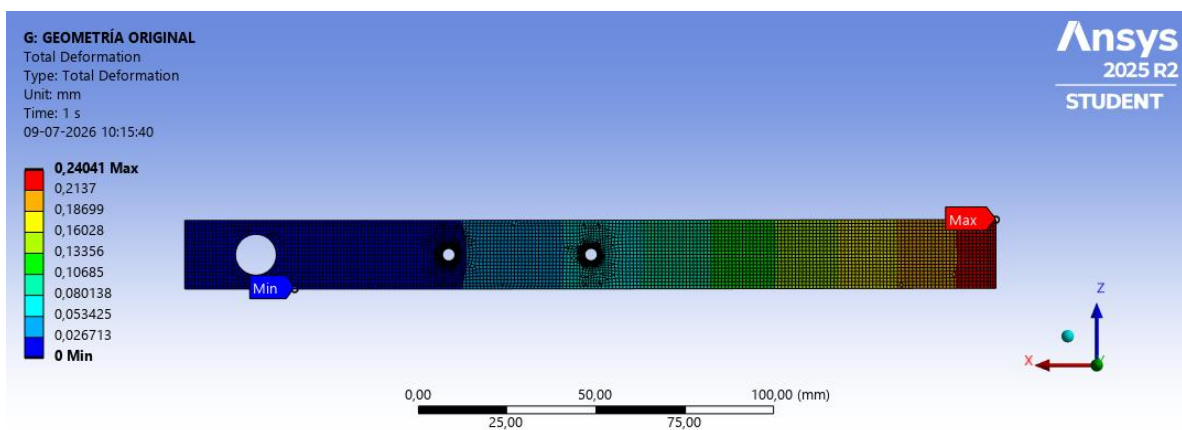
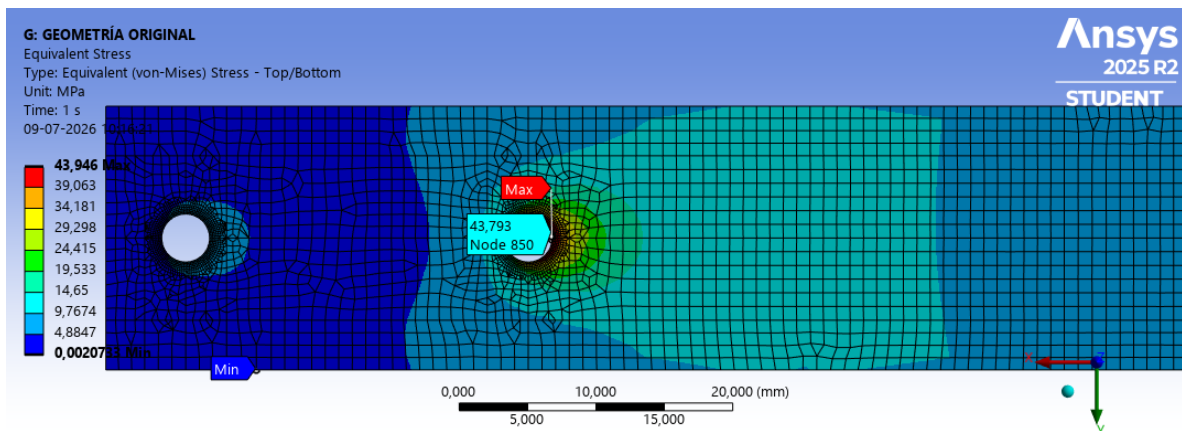


Al 1050 H19 (Placas) 1 mm

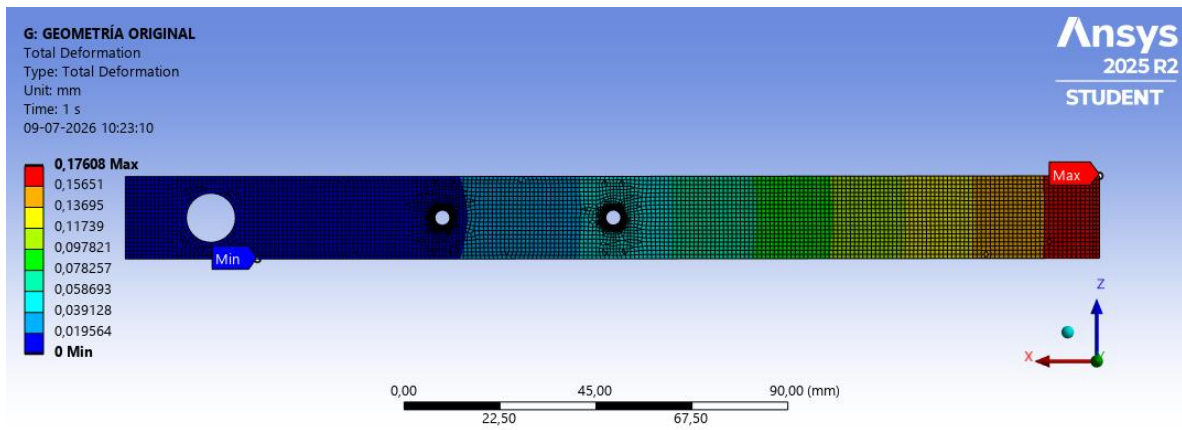
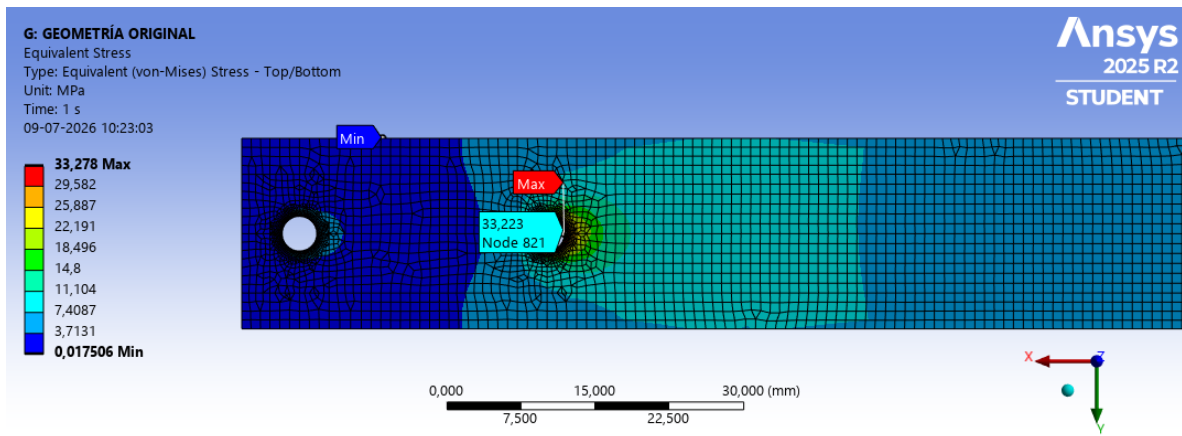




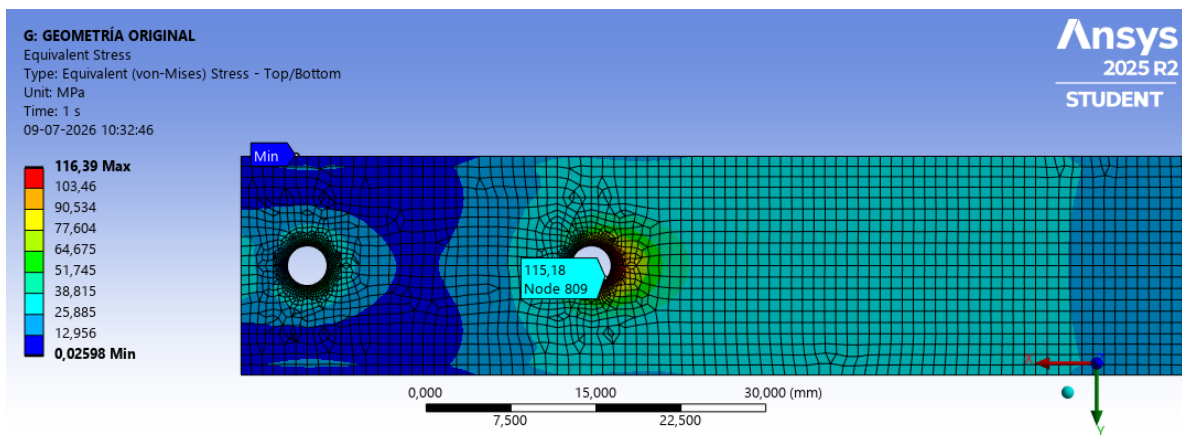
Al 1050 H19 (Placas) 1,5 mm

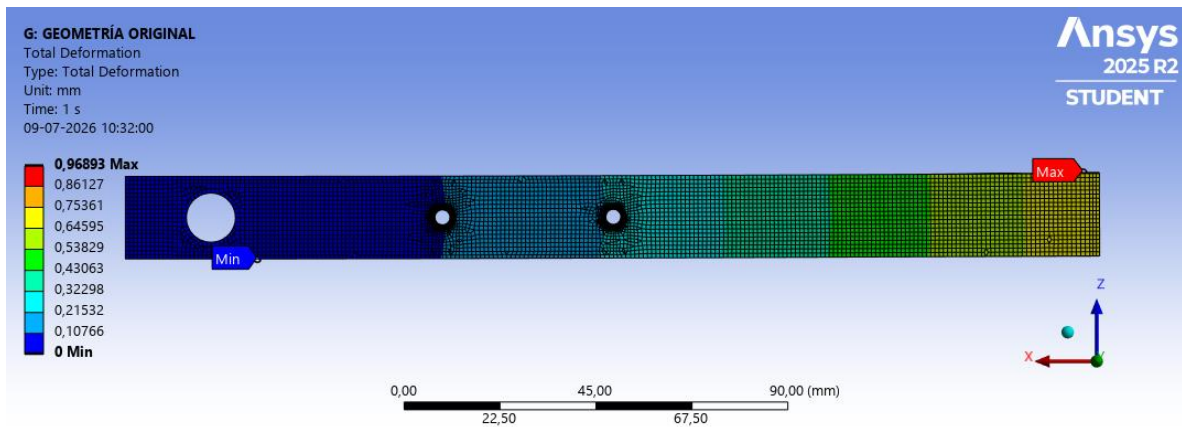


Al 1050 H19 (Placas) 2 mm

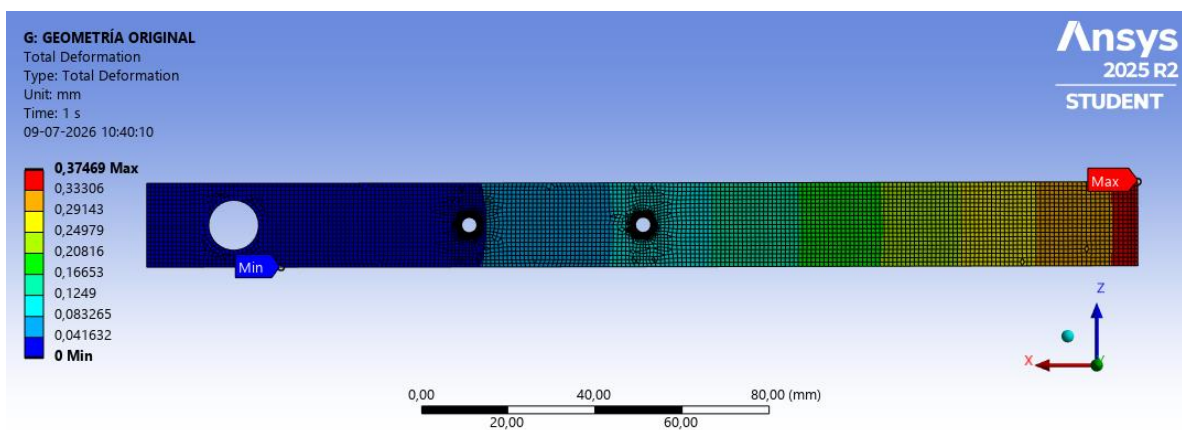
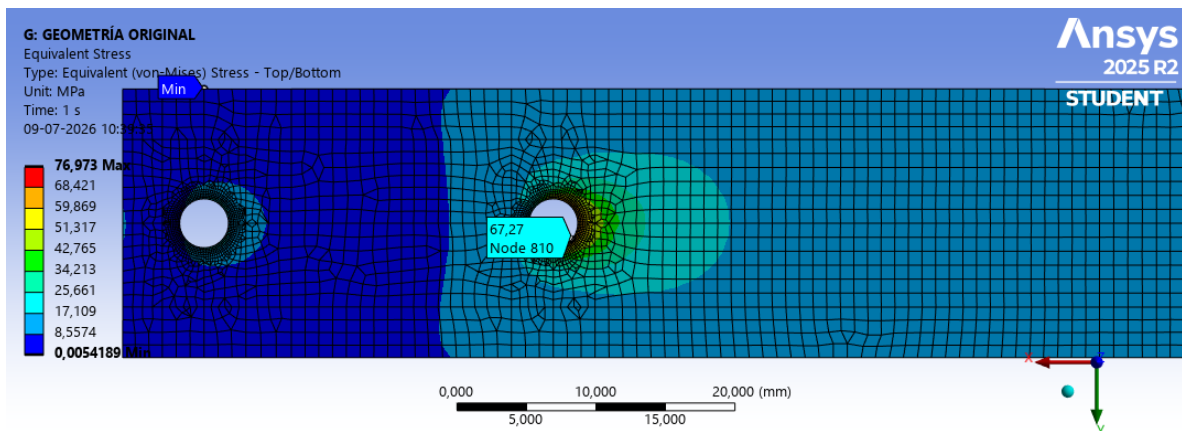


Al 1200 H14 (Placas) 0,5 mm

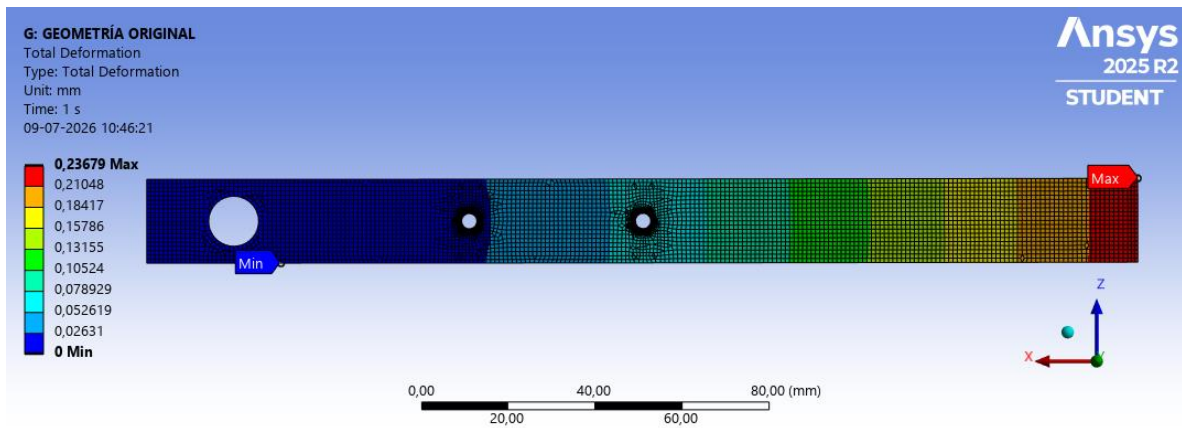
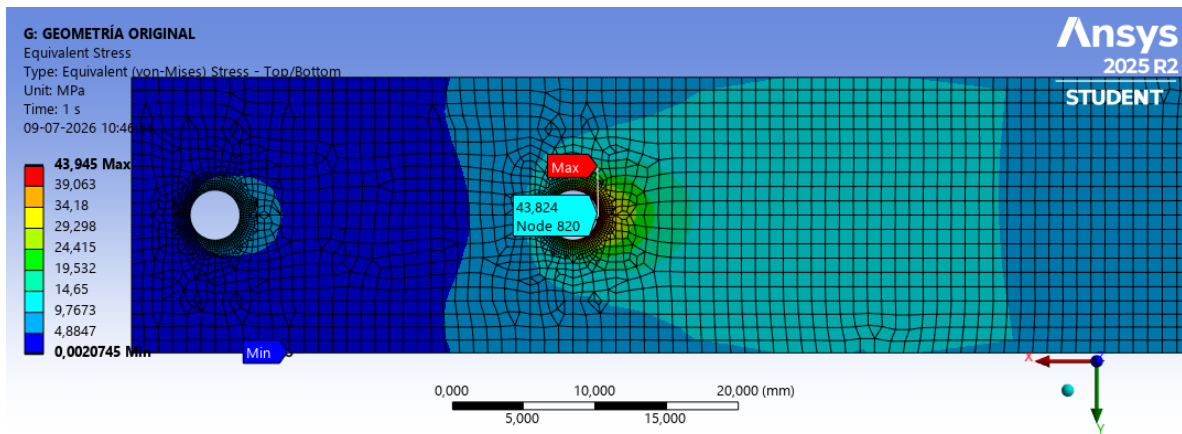




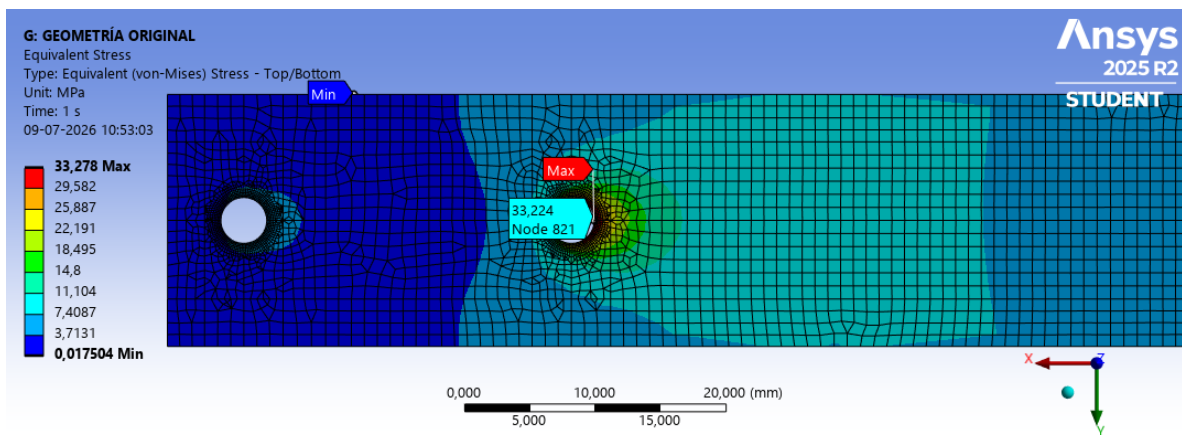
Al 1200 H14 (Placas) 1 mm

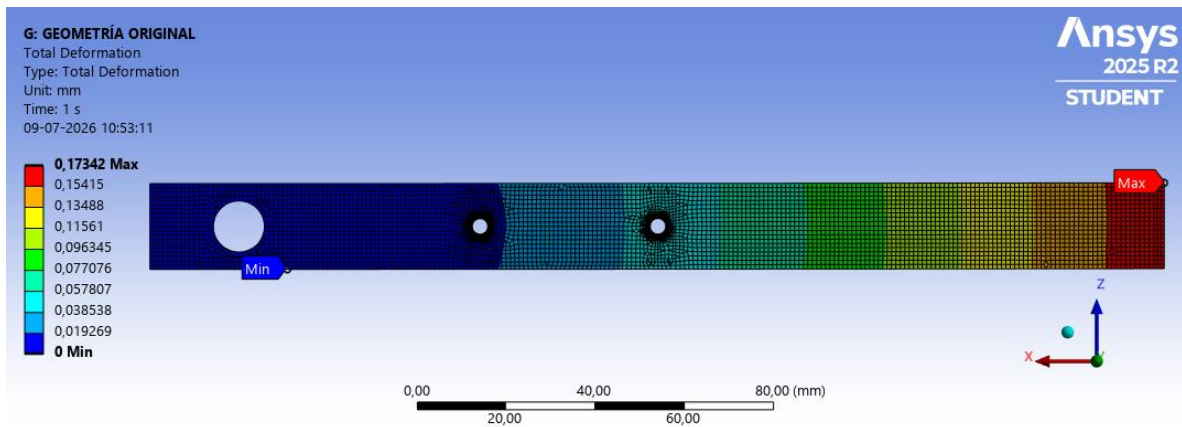


Al 1200 H14 (Placas) 1,5 mm

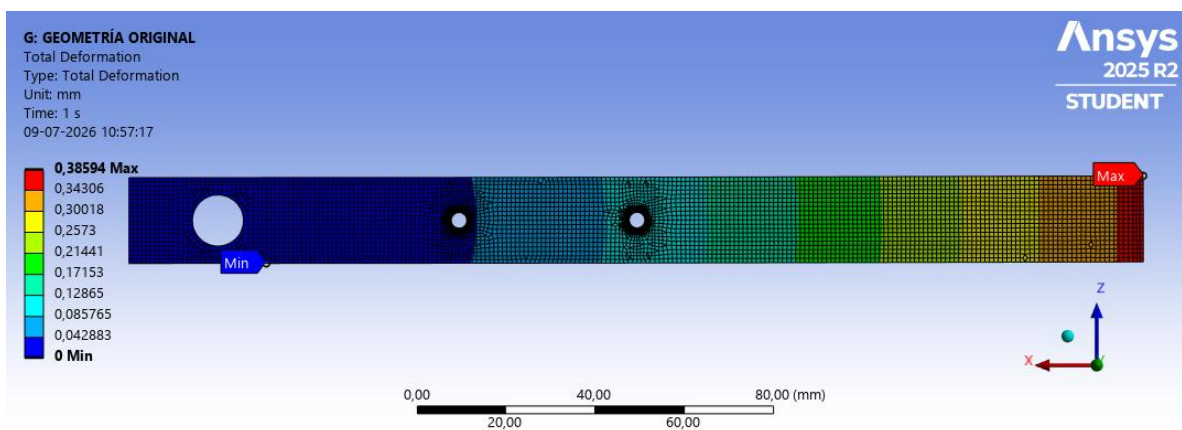
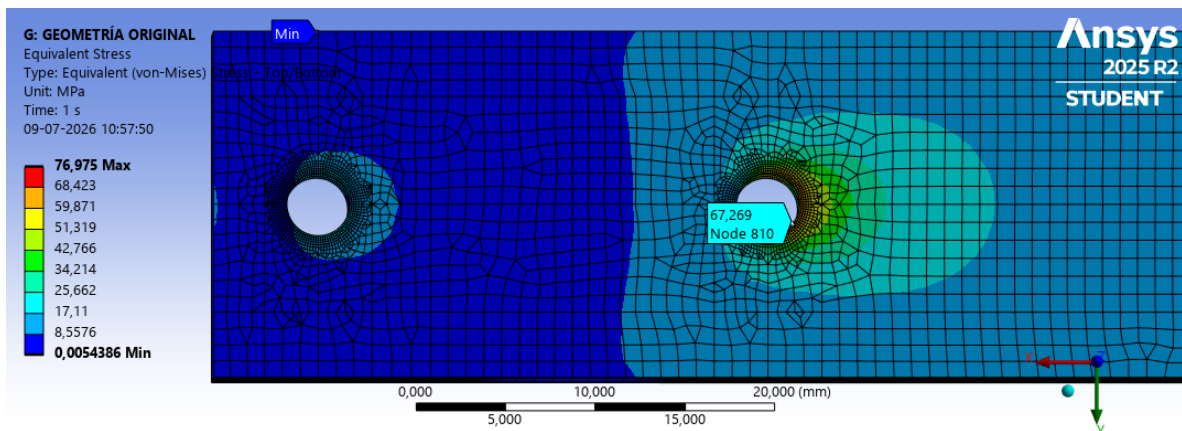


Al 1200 H14 (Placas) 2 mm

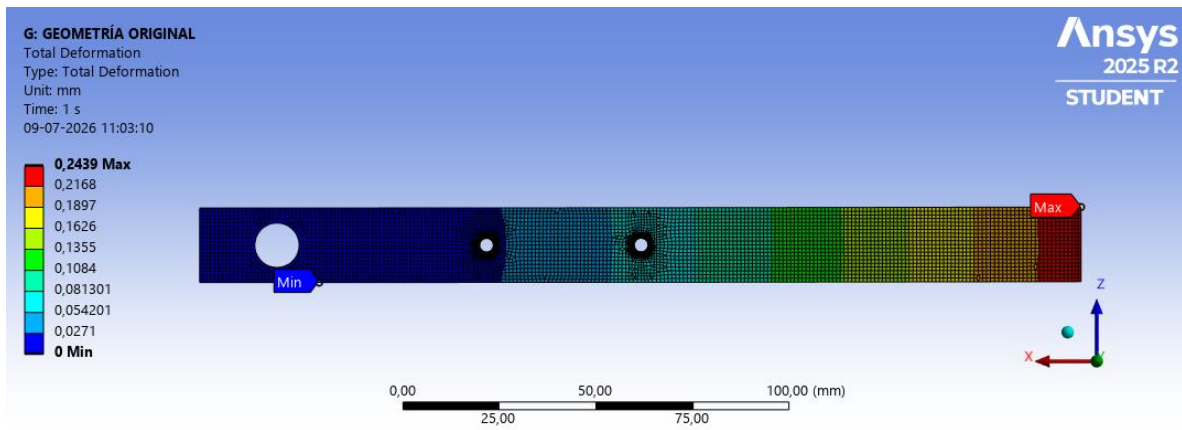
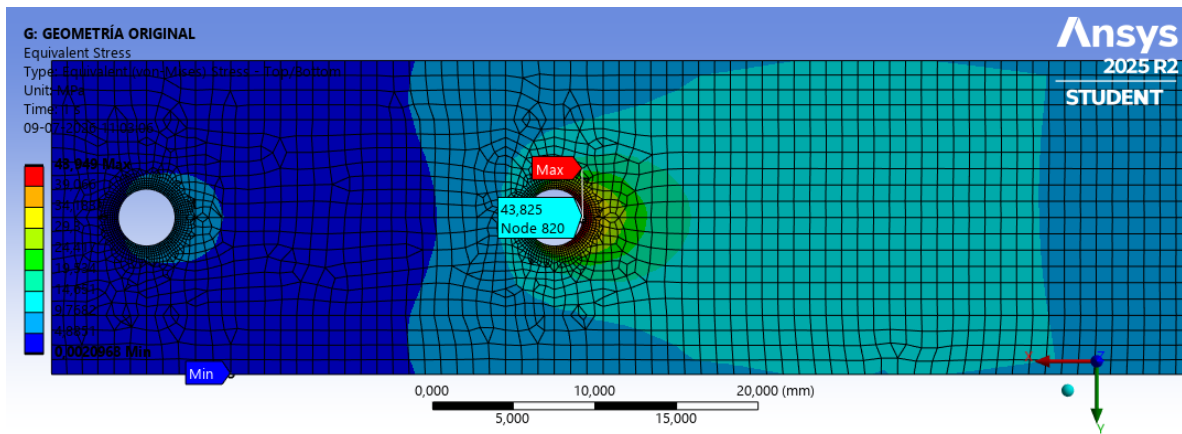




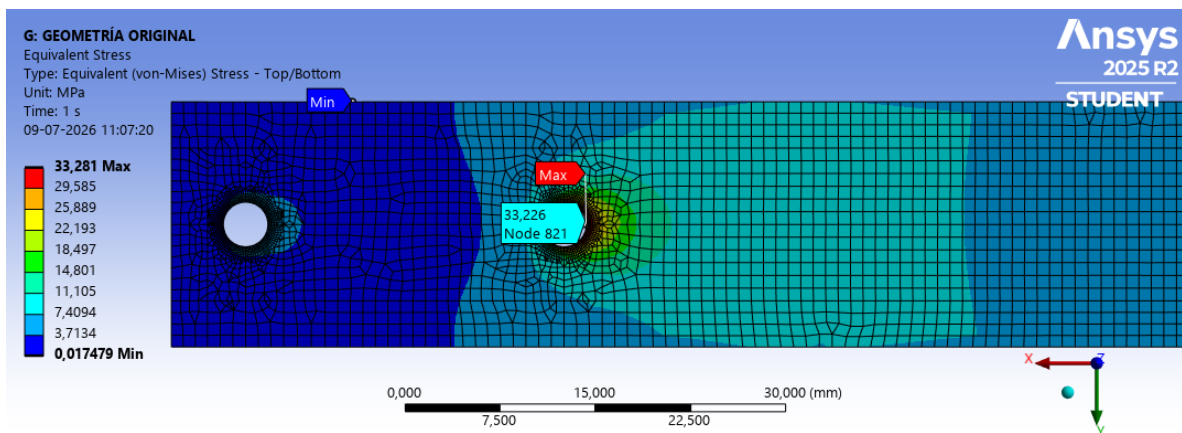
Al 6063 T6 (Perfil cuadrado) 1 mm

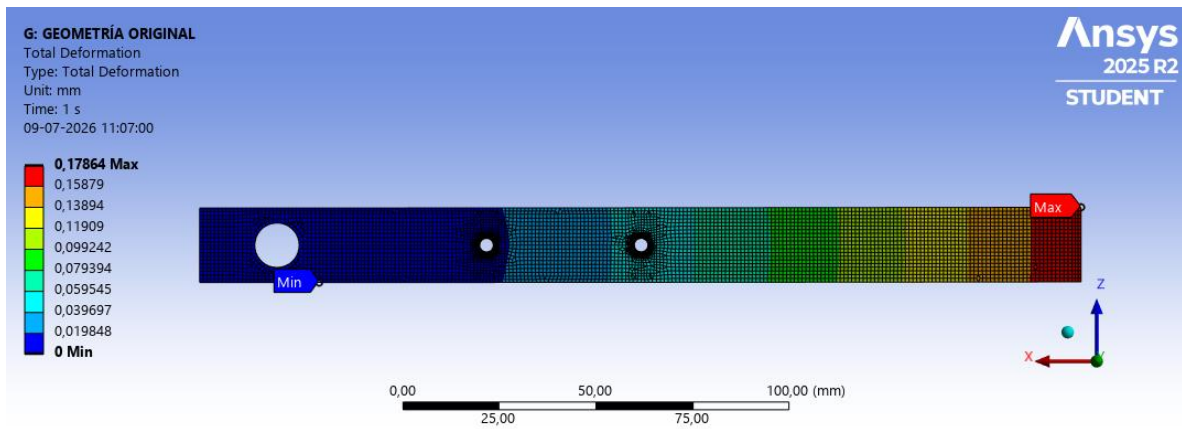


Al 6063 T6 (Perfil cuadrado) 1,5 mm

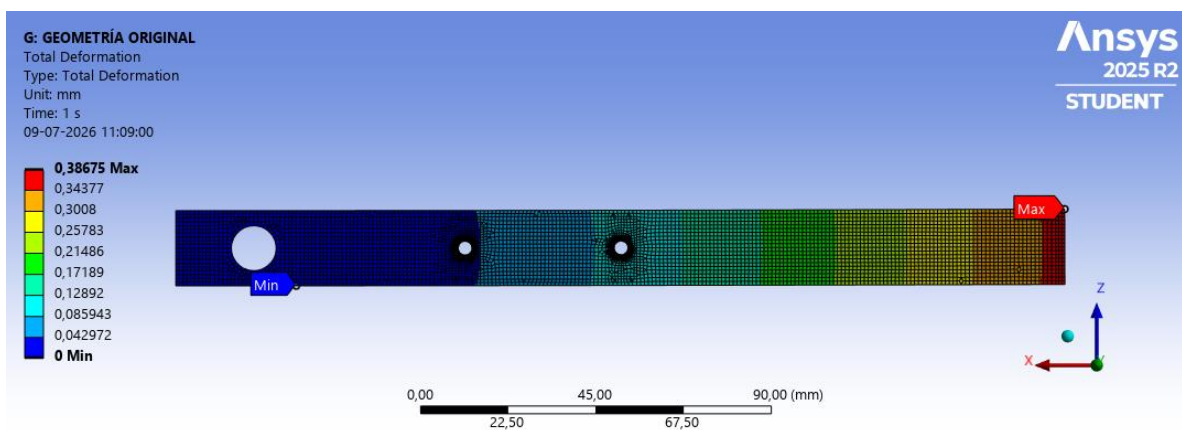
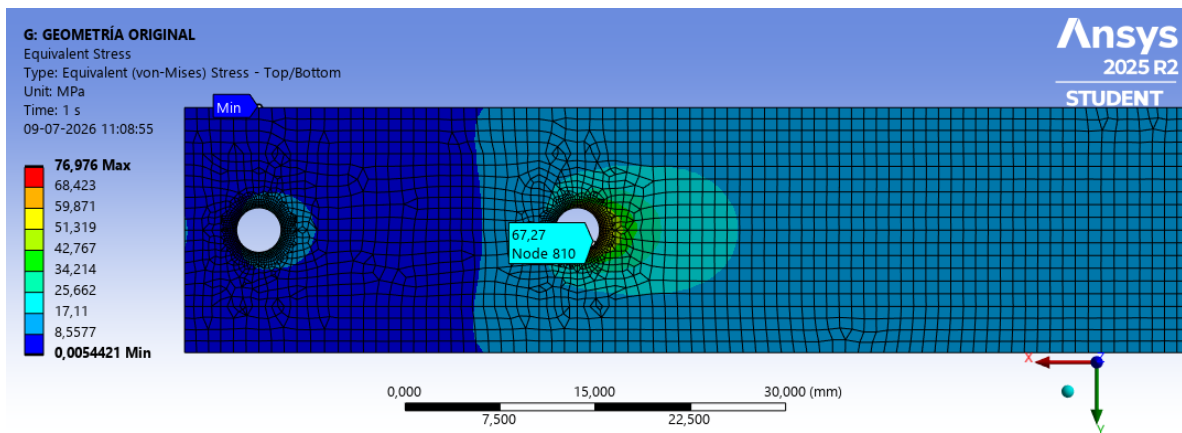


Al 6063 T6 (Perfil cuadrado) 2 mm

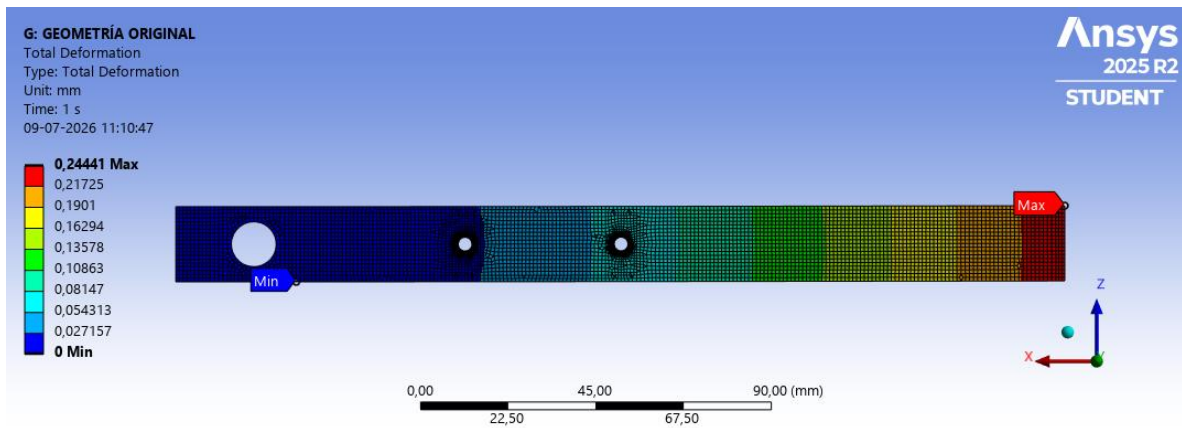
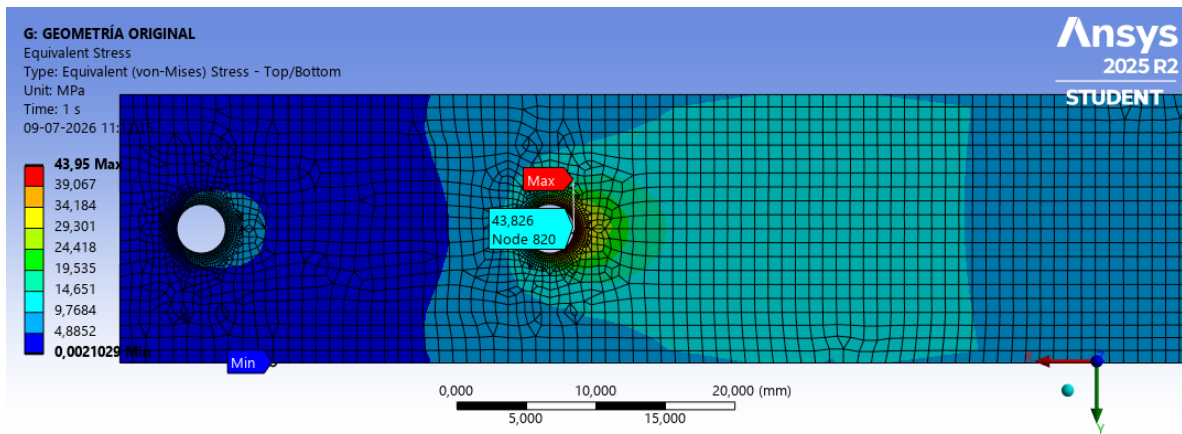




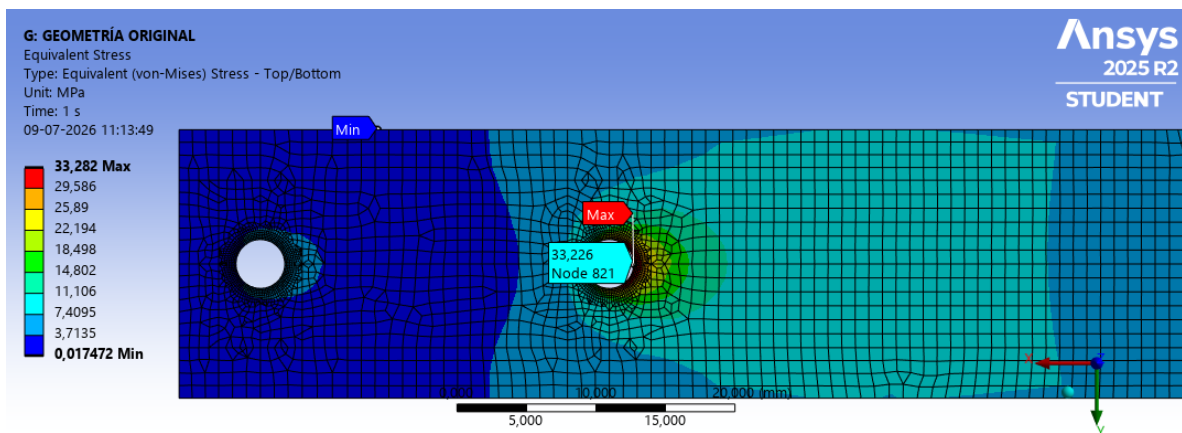
Al 6063 T5 (Perfil cuadrado) 1 mm

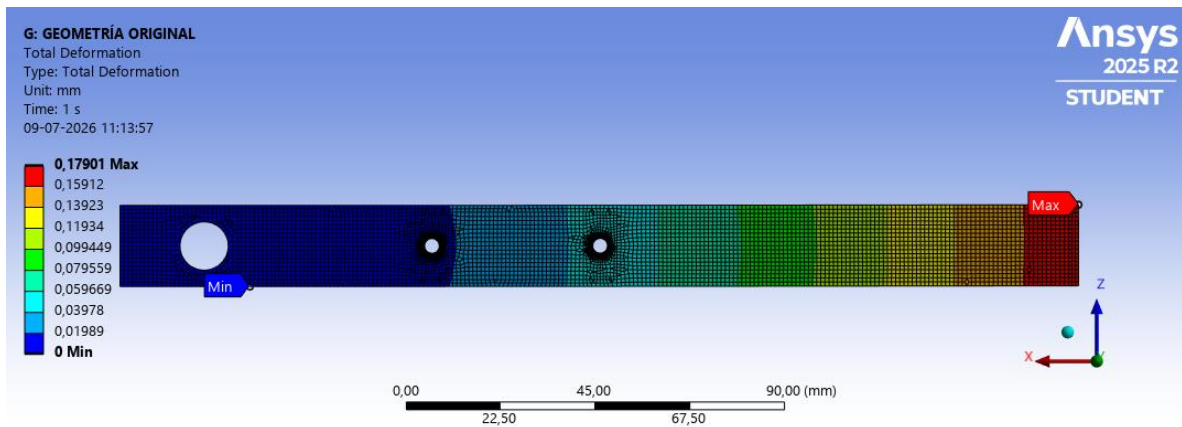


Al 6063 T5 (Perfil cuadrado) 1,5 mm

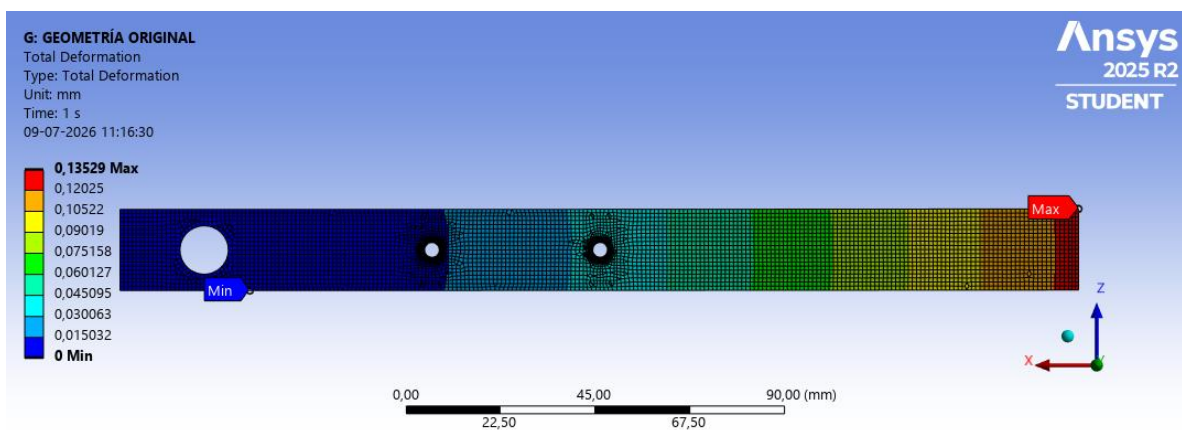
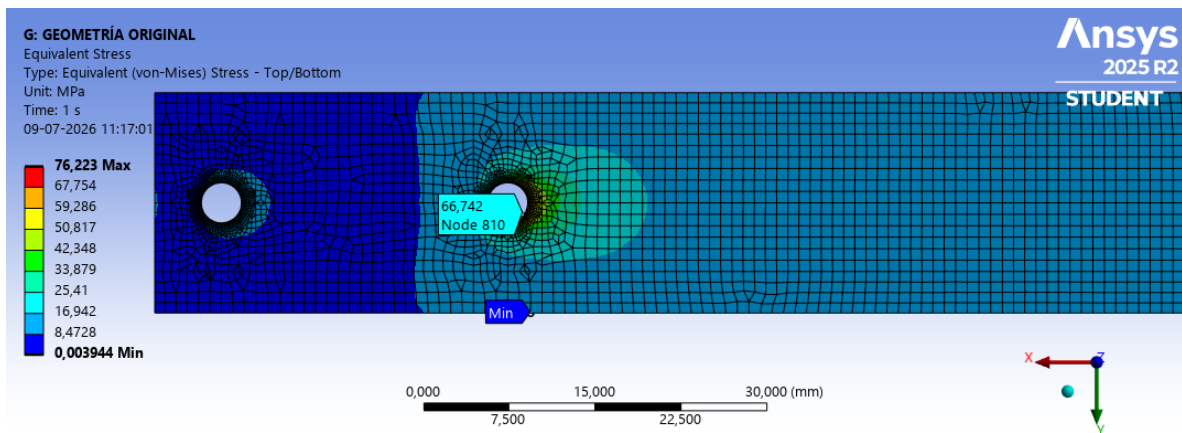


Al 6063 T5 (Perfil cuadrado) 2 mm

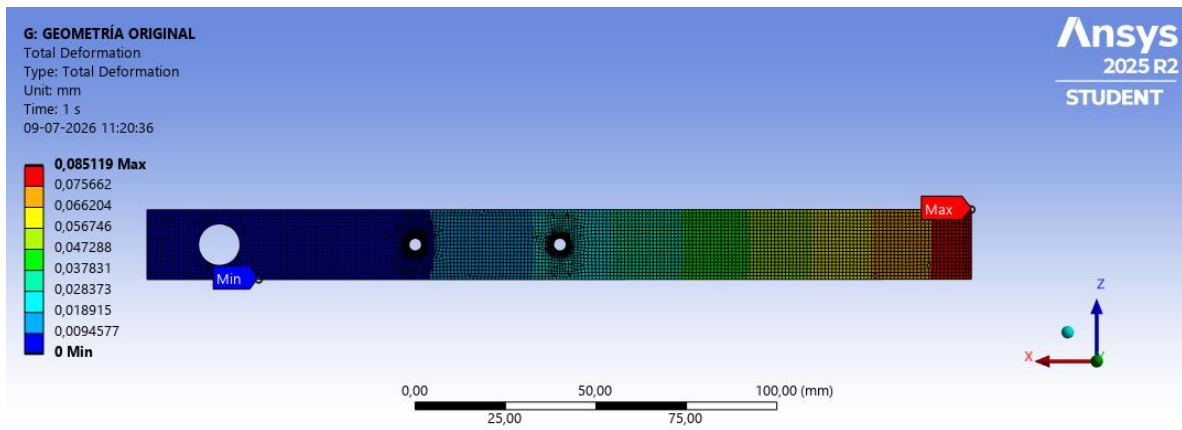
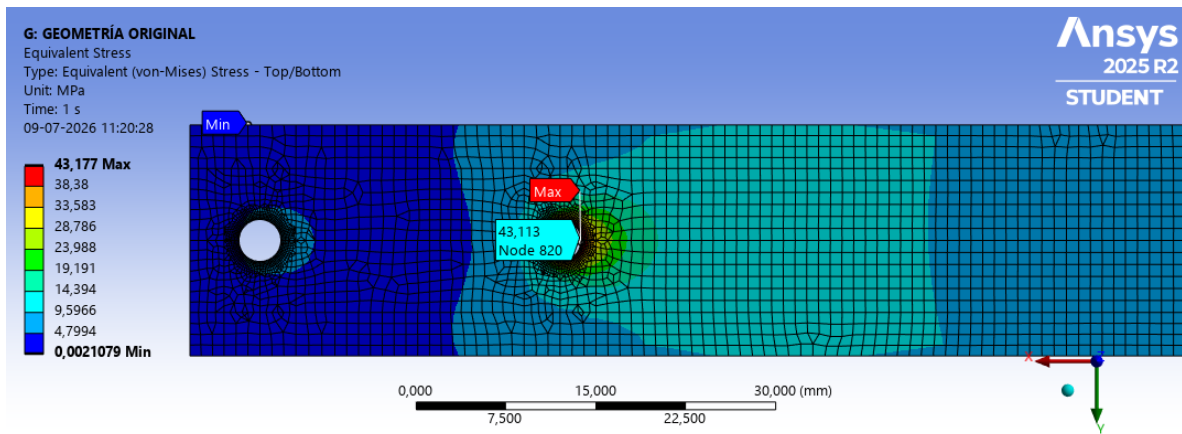




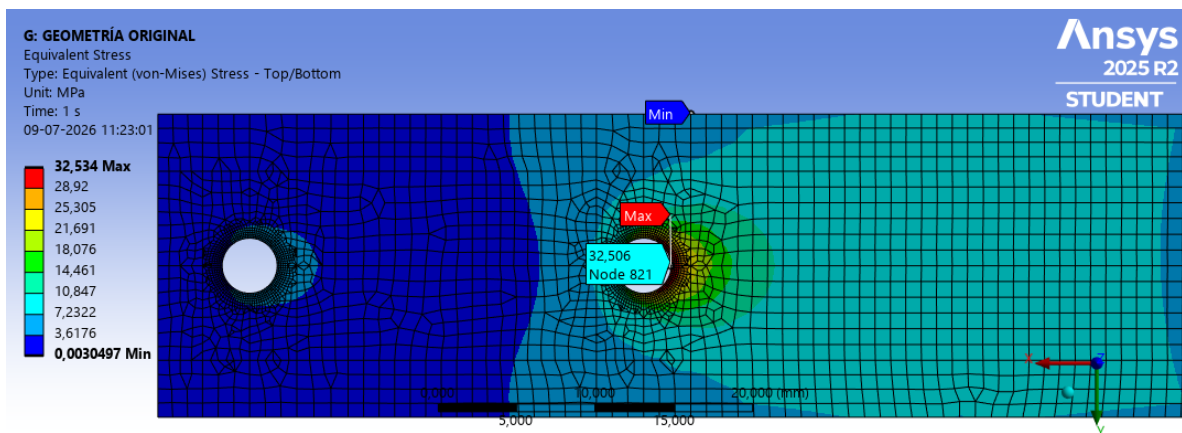
AISI 304L (Perfil cuadrado)1 mm

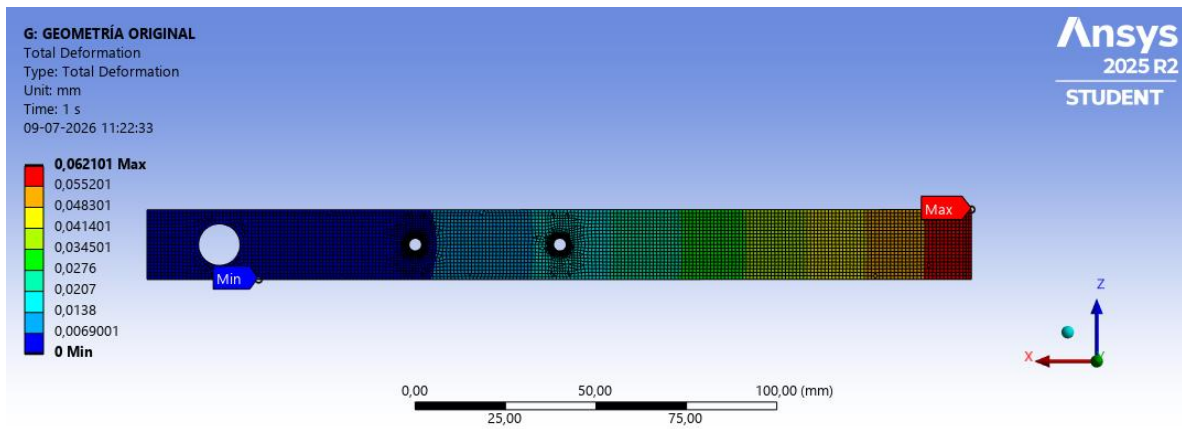


AISI 304L (Perfil cuadrado)1,5 mm

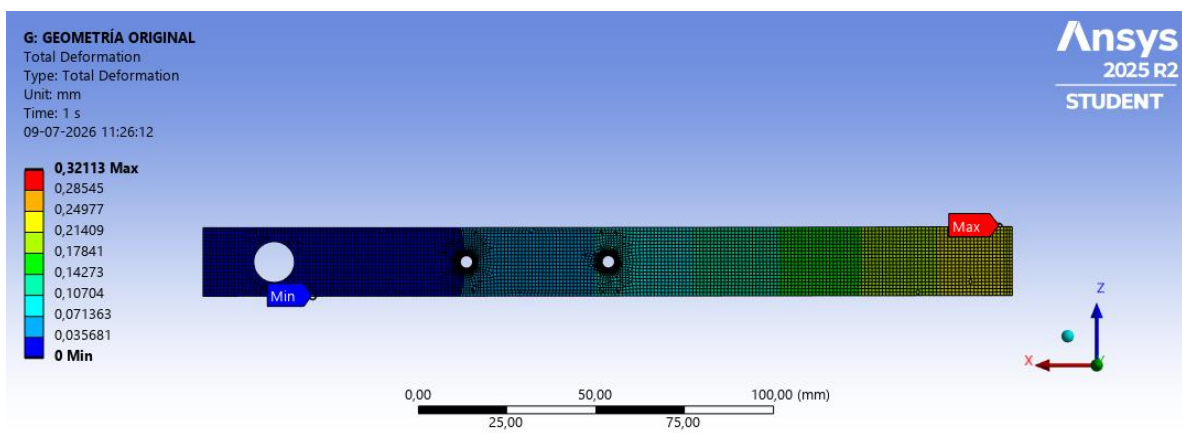
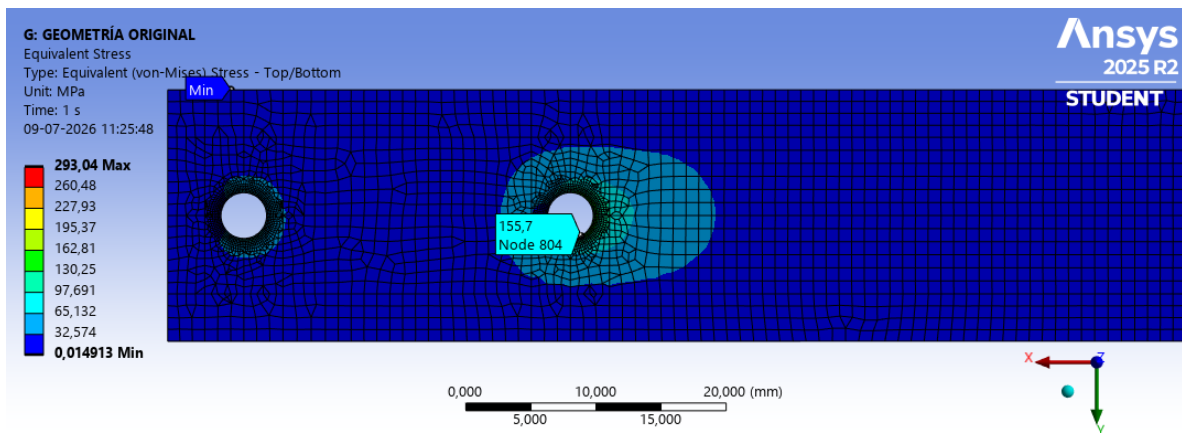


AISI 304L (Perfil cuadrado)2 mm

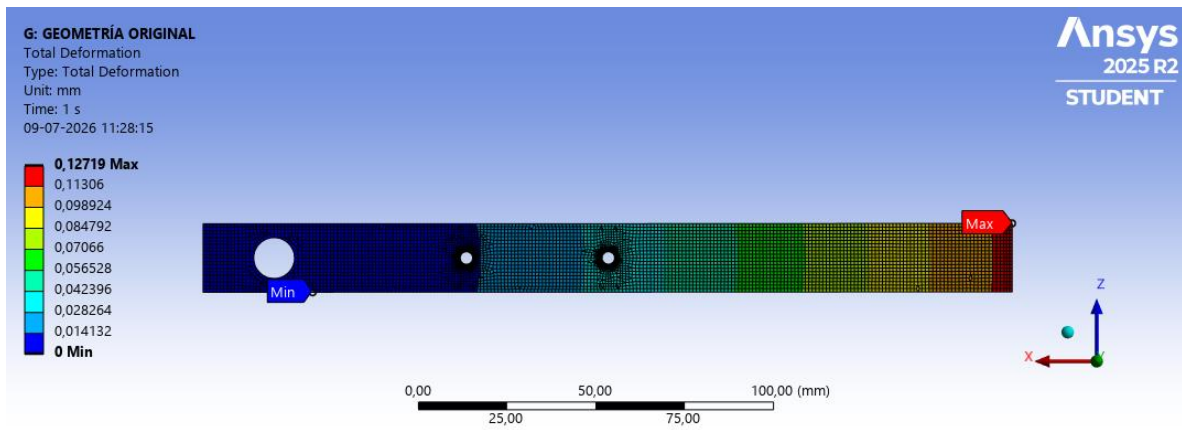
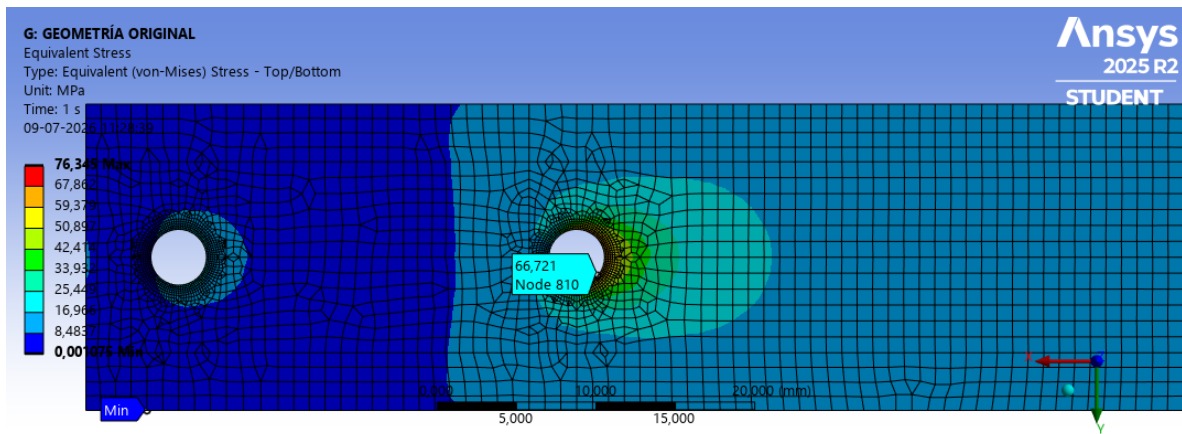




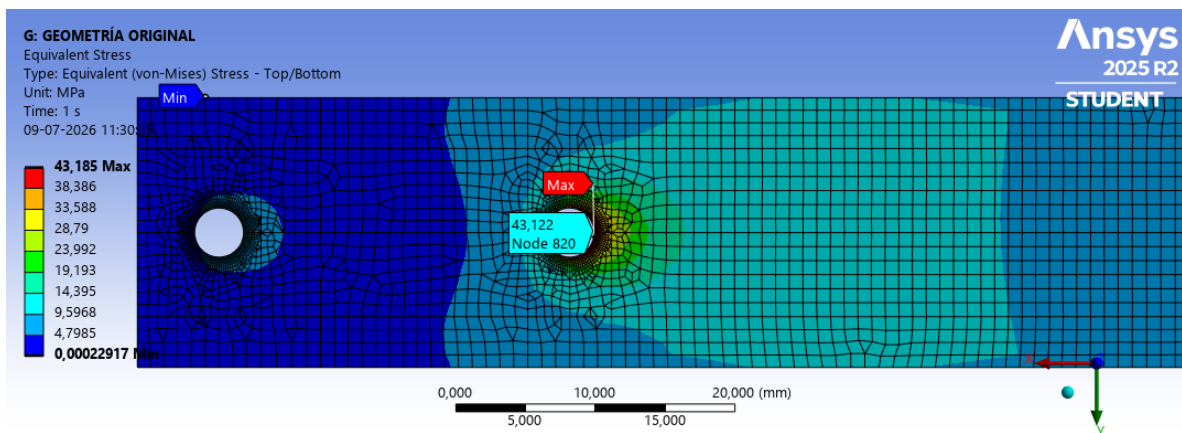
AISI 430 (Placas) 0,5 mm

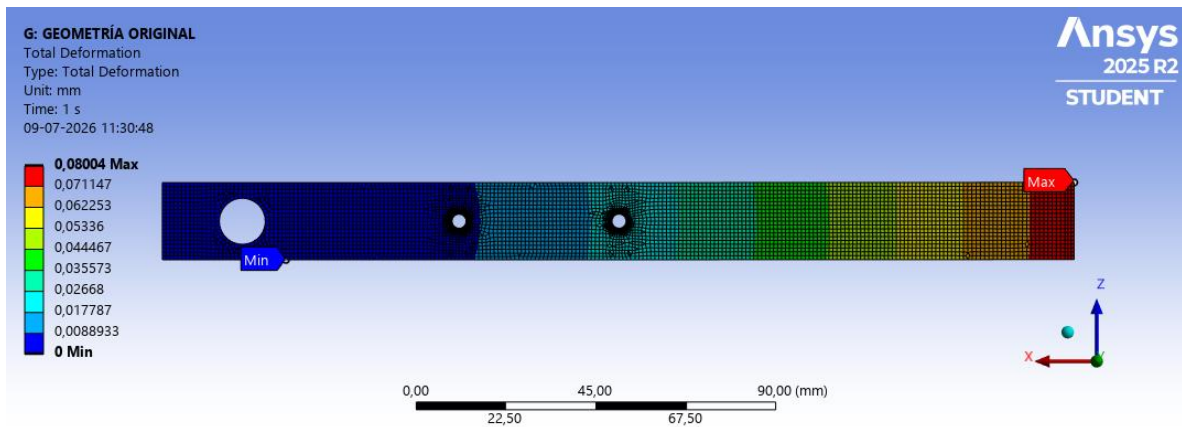


AISI 430 (Placas) 1 mm

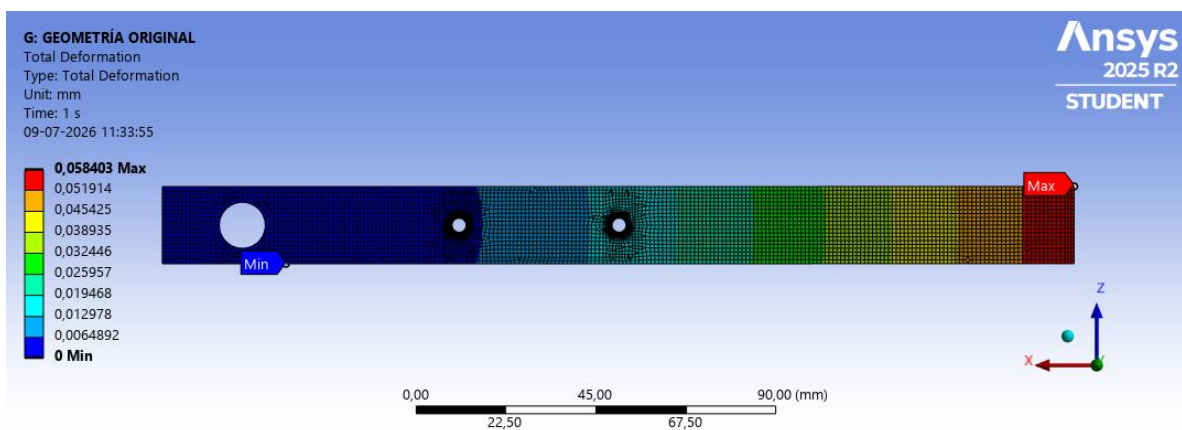
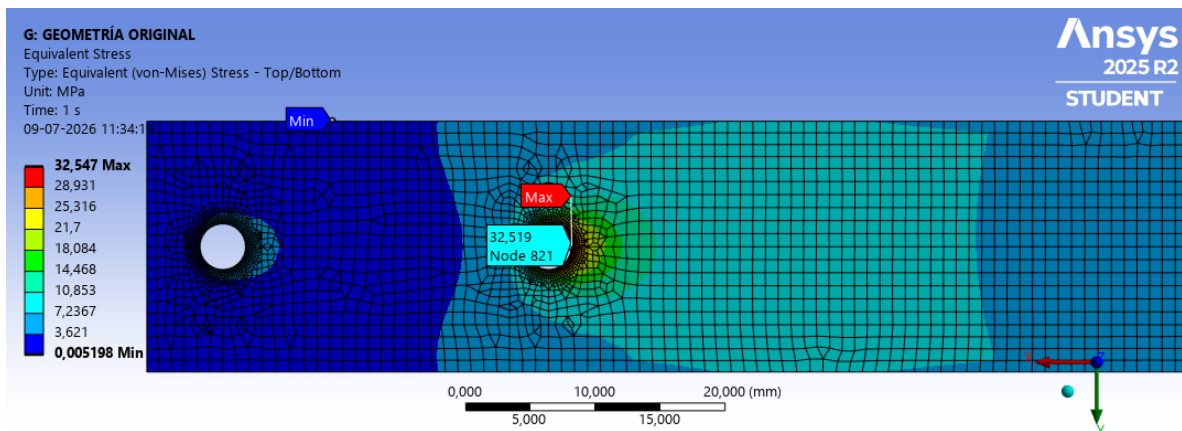


AISI 430 (Placas) 1,5 mm

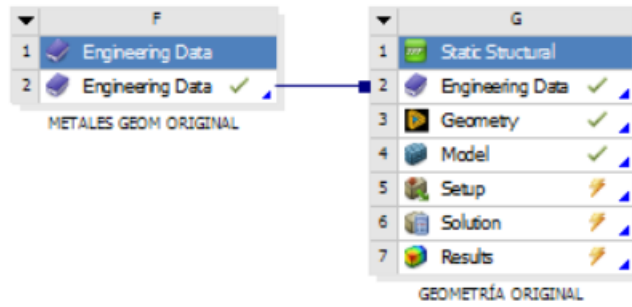




AISI 430 (Placas) 2 mm

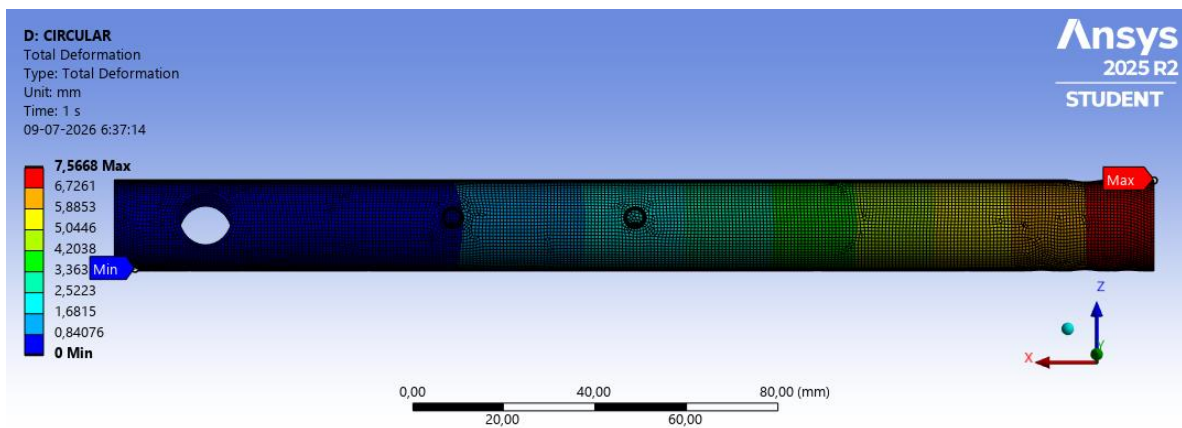
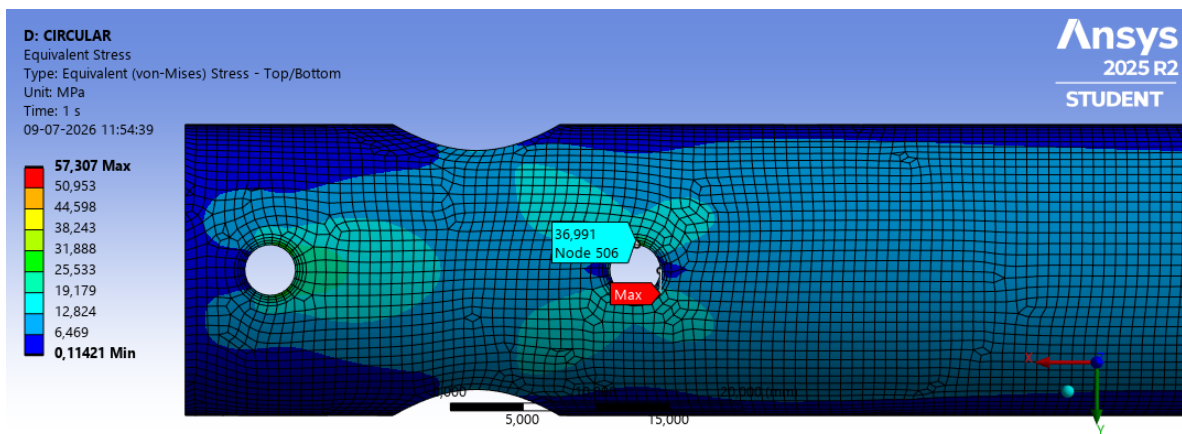


Arbol de la simulación

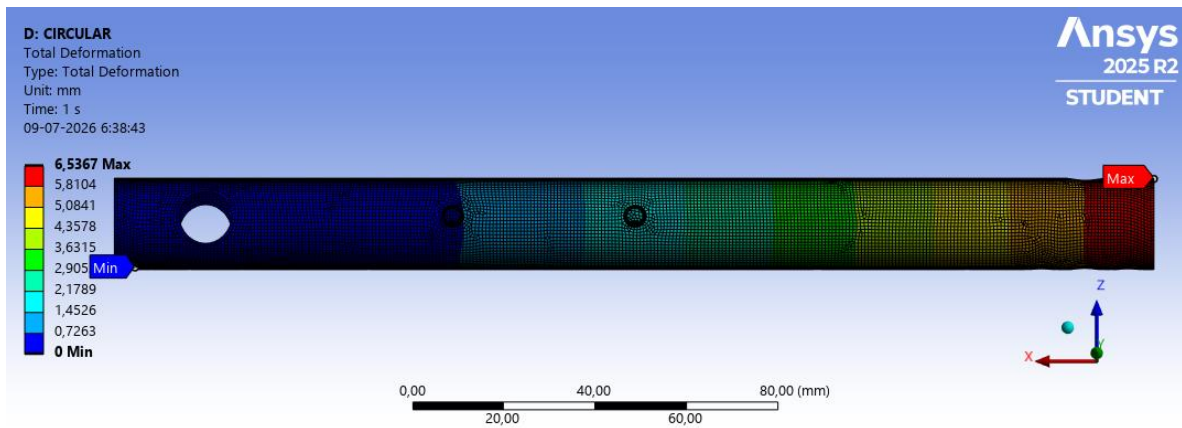
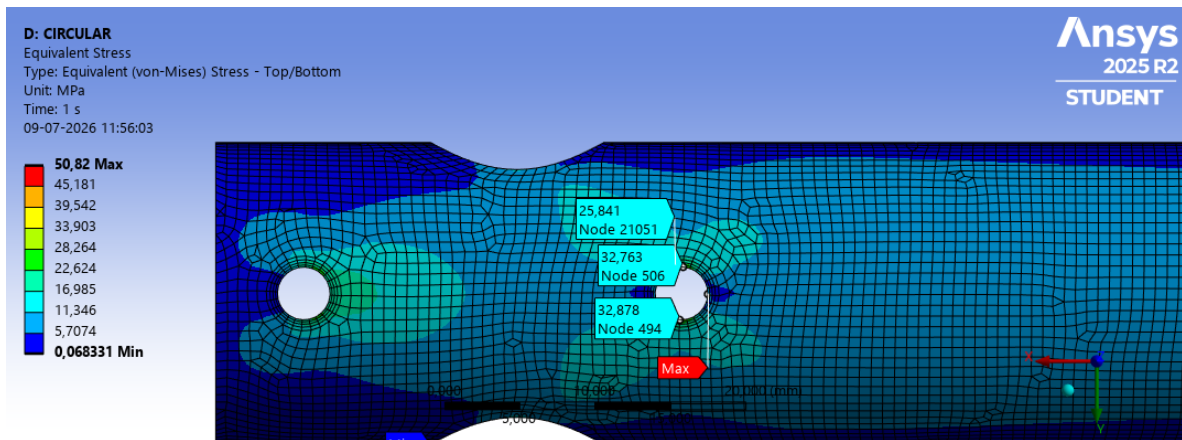


Anexo 6: Iteraciones de cálculo por espesor y material para geometría circular.

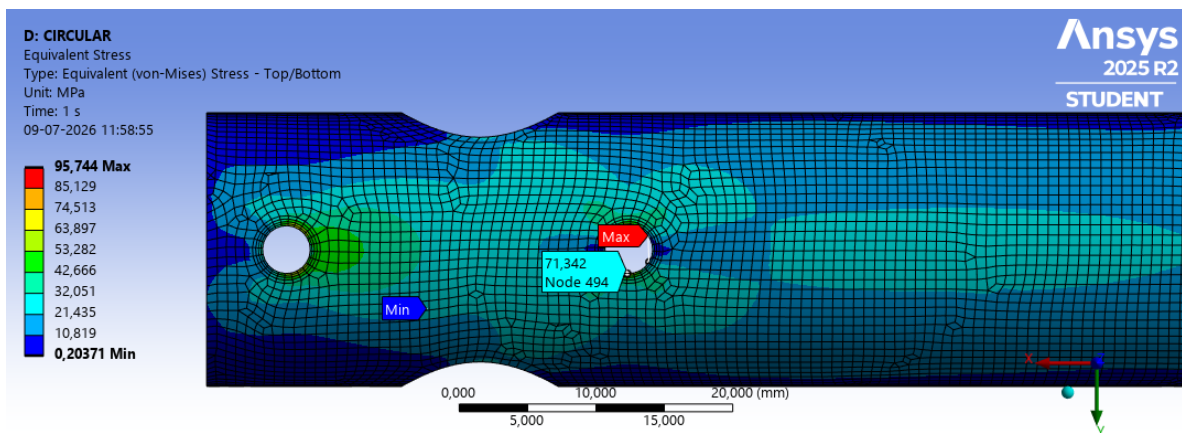
Iteración PVC PN16

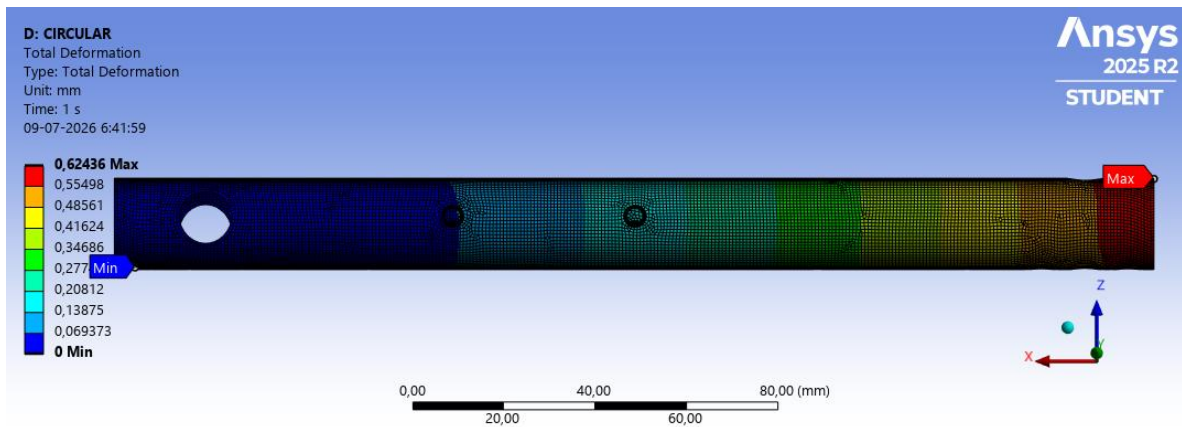


Iteración PVC PN 20

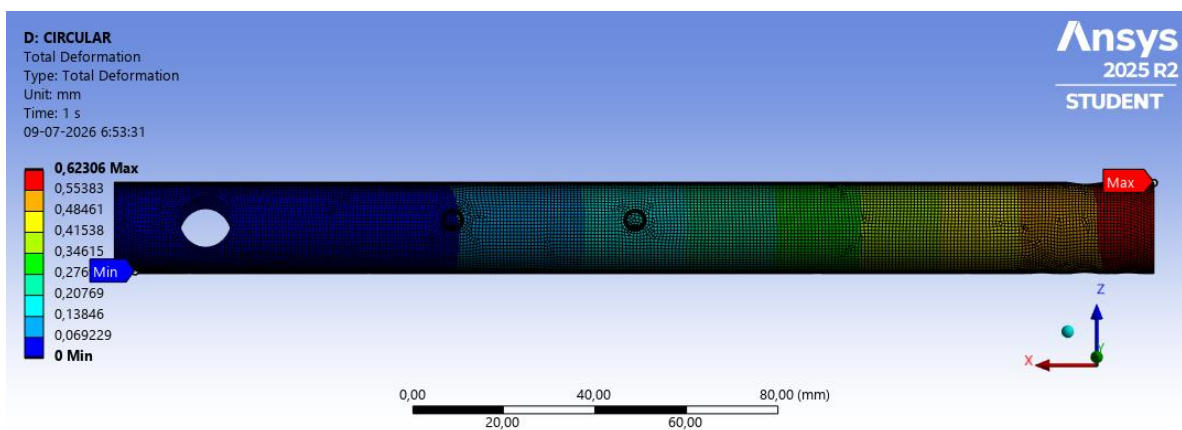
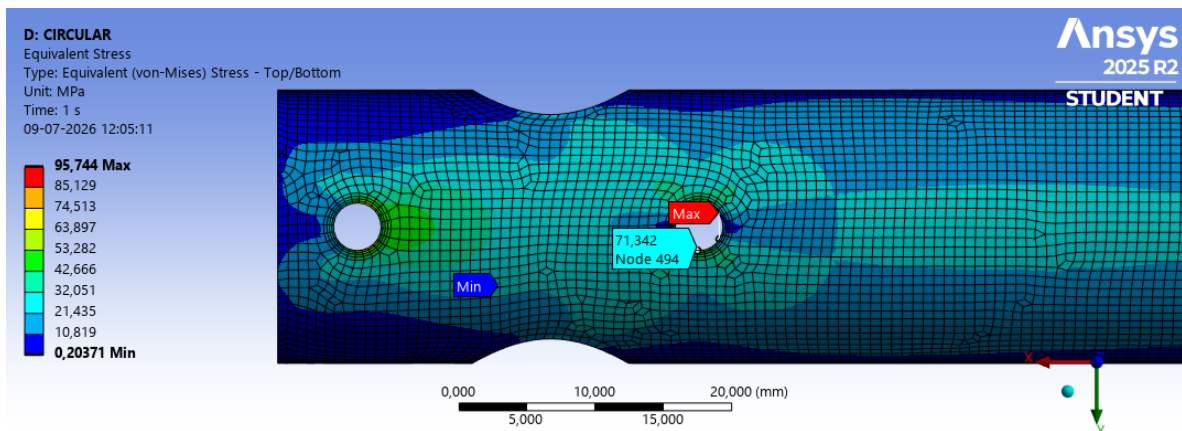


Iteración Aluminio 6063 T5

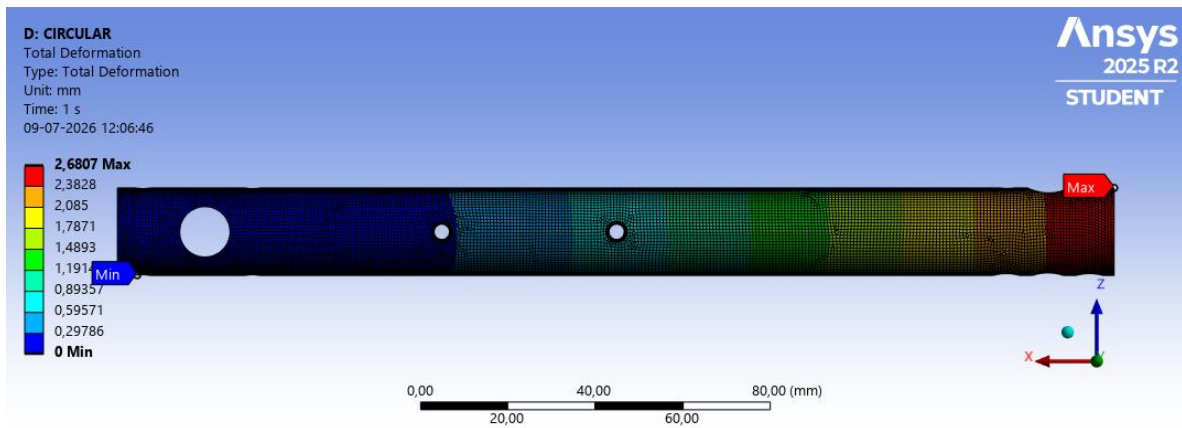
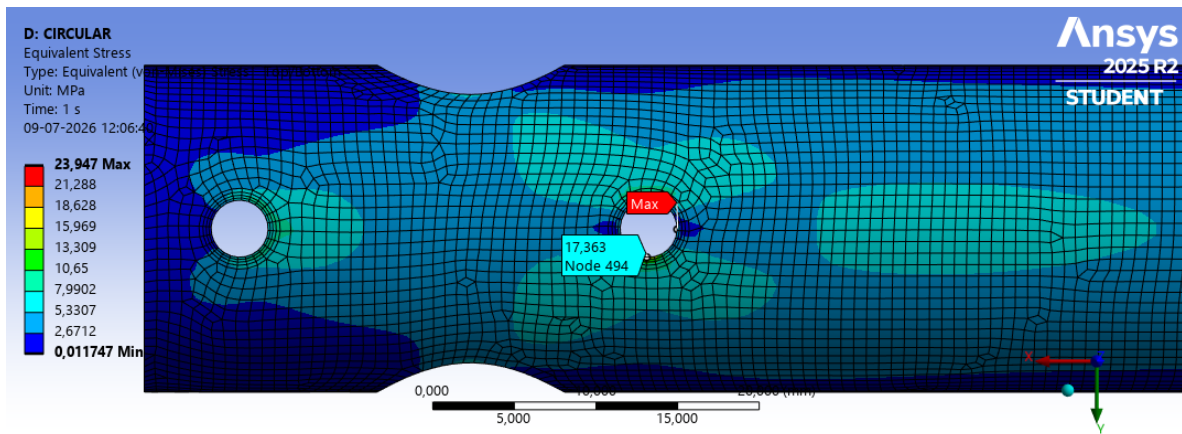




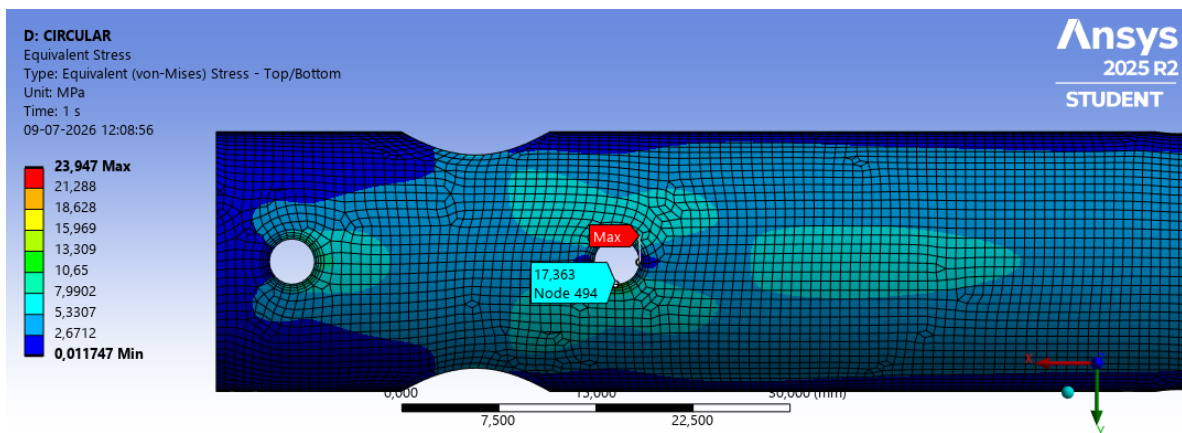
Iteración Aluminio 6063 T6

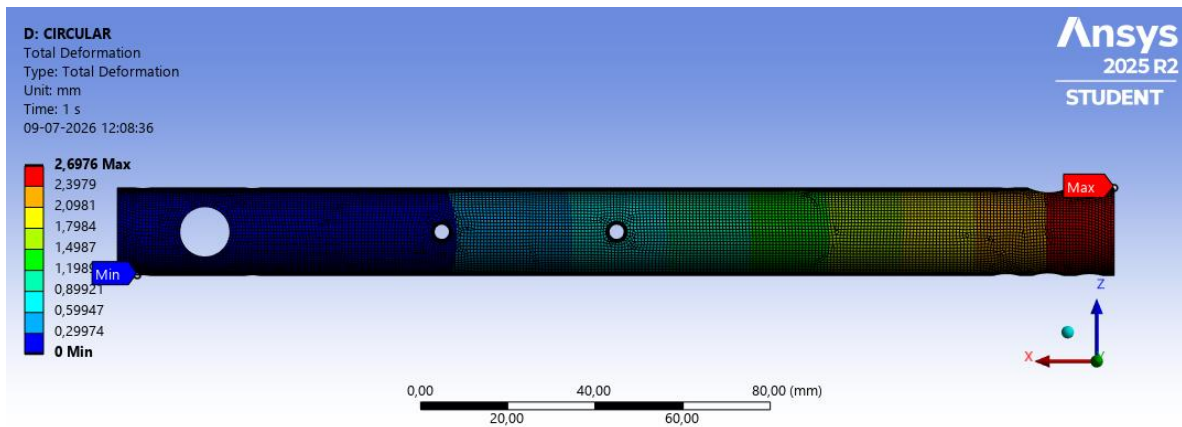


Iteración PLA GP 5 mm

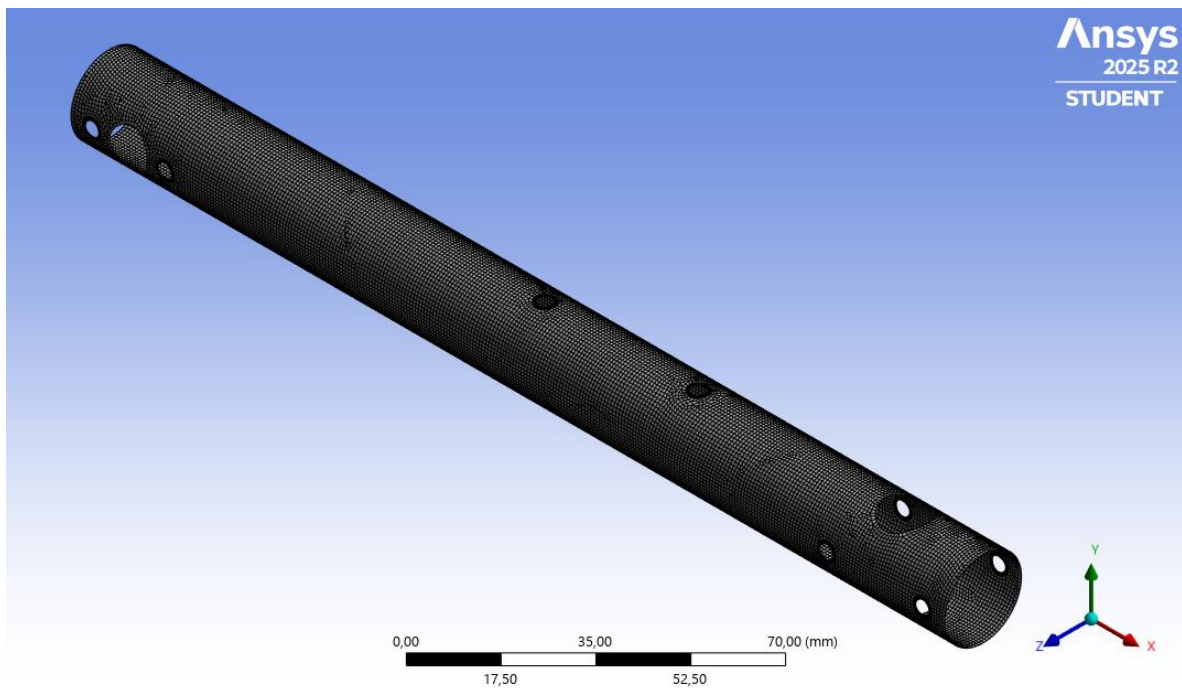


Iteración PLA IM 5 mm

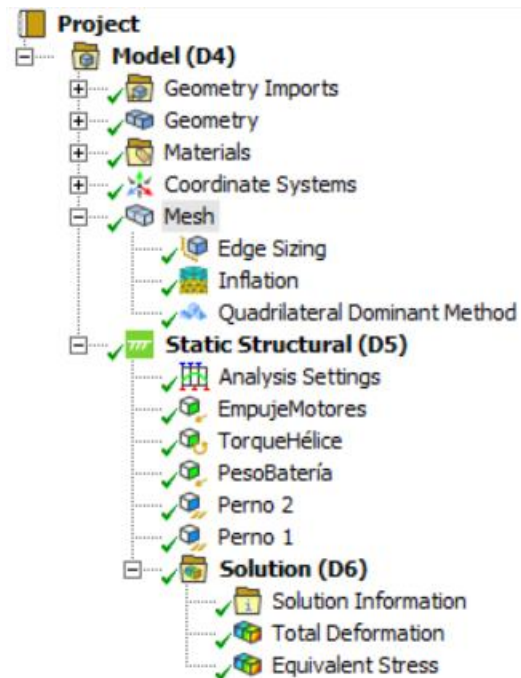




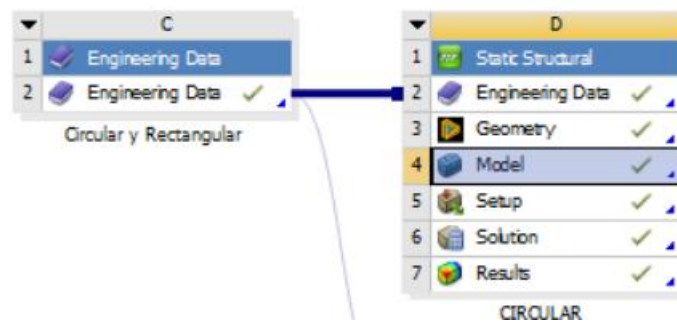
Modelo computacional mallado



Árbol de la simulación



Esquema del proyecto



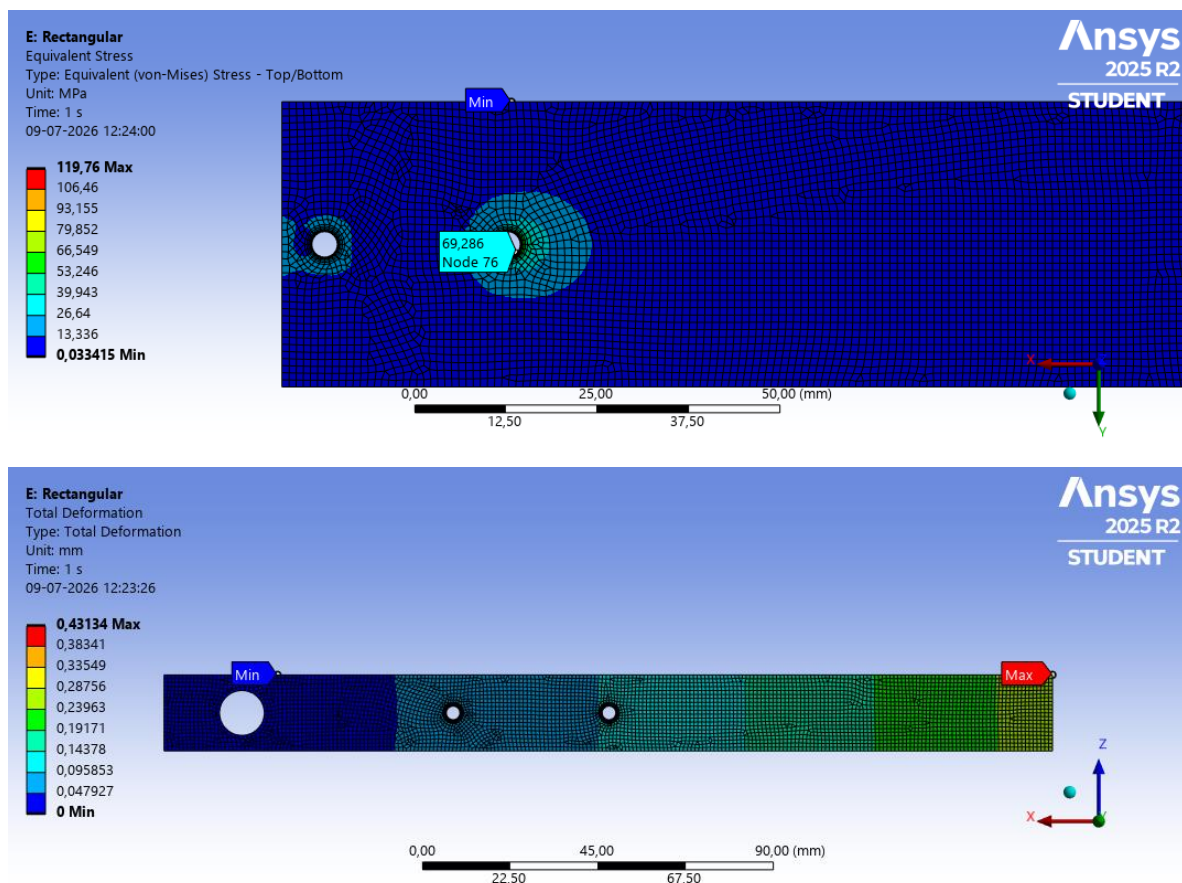
Convergencia de mallado circular

Iteración	Configuración	Desplazamiento [mm]	Esfuerzo de Von Mises [MPa]	Cantidad de elementos y nodos
1	Malla Default	0,89382	36,617	Elementos: 138 Nodos: 114
2	Malla 1 [mm]	0,62432	84,17	Elementos: 14295 Nodos: 14451

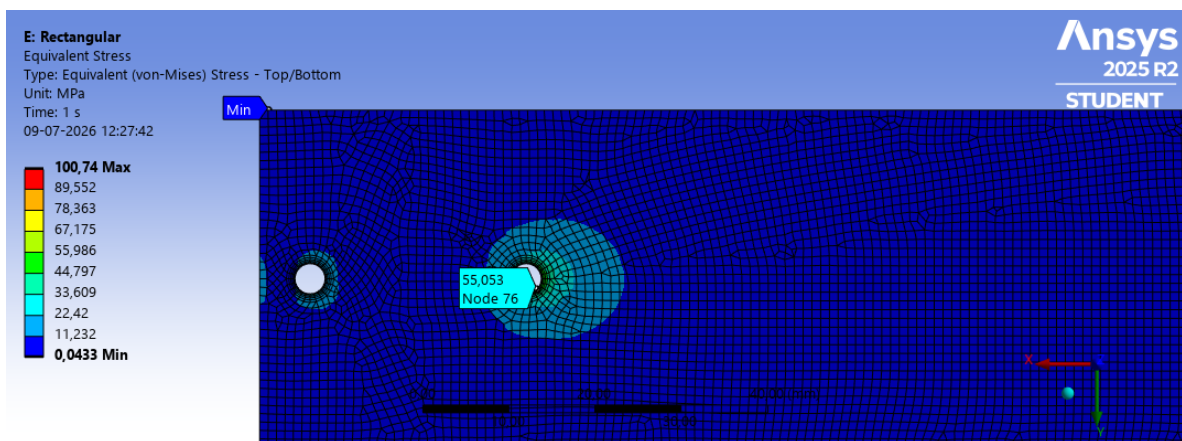
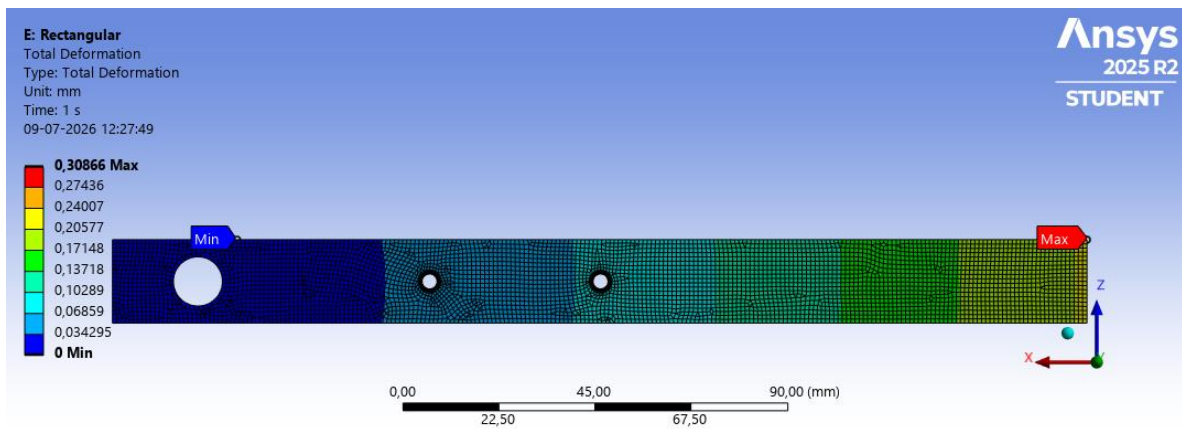
3	14 divisiones	0,62418	63,324	Elementos: 14468 Nodos:14629
4	20 divisiones	0,6241	64,724	Elementos: 14468 Nodos:14629
5	Capas de inflación	0,62463	68,809	Elementos: 14710 Nodos:14905
6	Multizone	0,62423	60,177	Elementos: 14392 Nodos: 14638
7	24 divisiones	0,62464	70,583	Elementos: 14968 Nodos: 15180
8	Malla 0,75 [mm]	0,62436	71,198	Elementos: 25980 Nodos: 26220

Anexo 7: Iteraciones de cálculo por espesor y material para geometría rectangular.

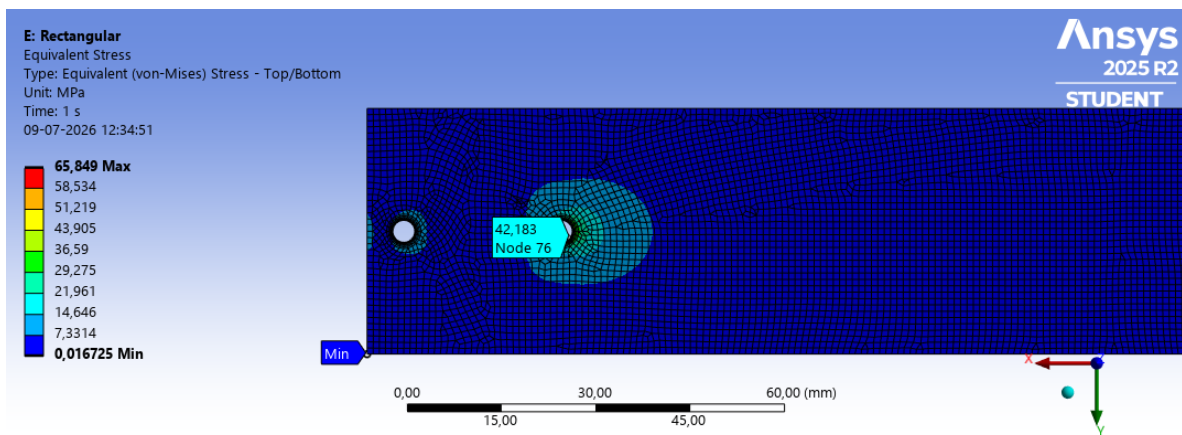
Iteración Aluminio 6063 T5 1 mm

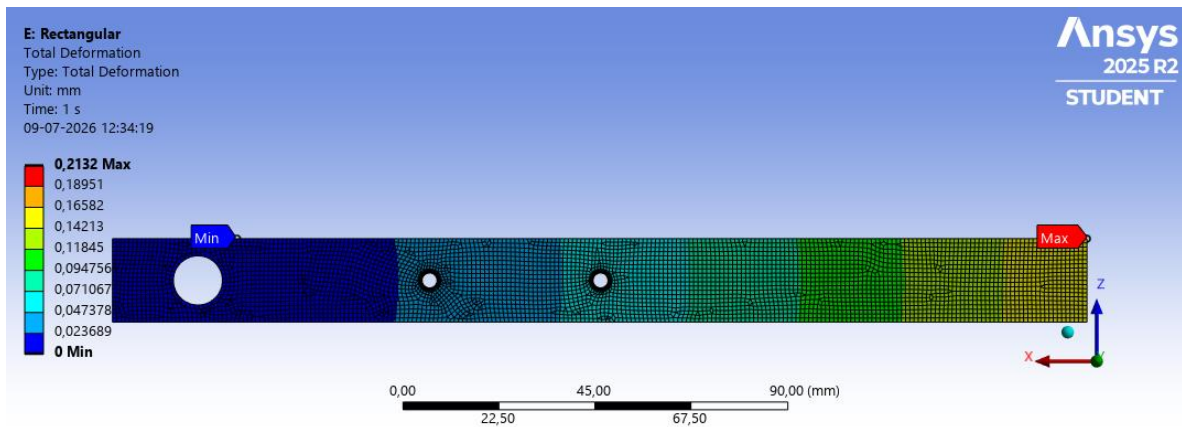


Iteración Aluminio 6063 T5 1,2 mm

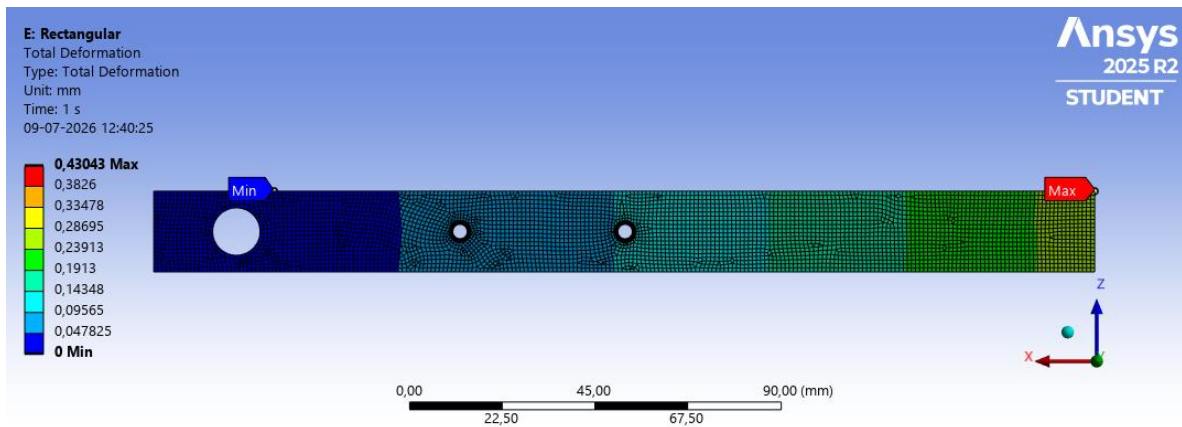
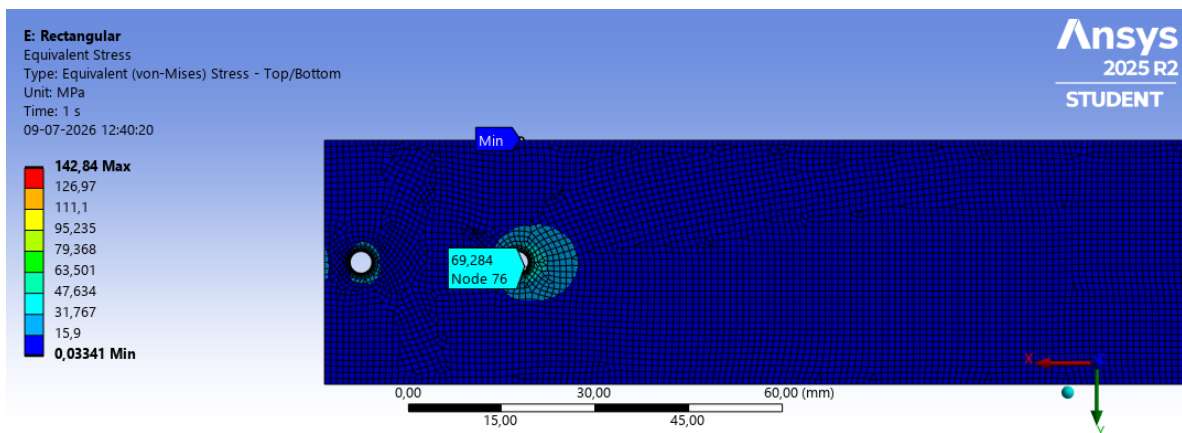


Iteración Aluminio 6063 T5 1,5 mm

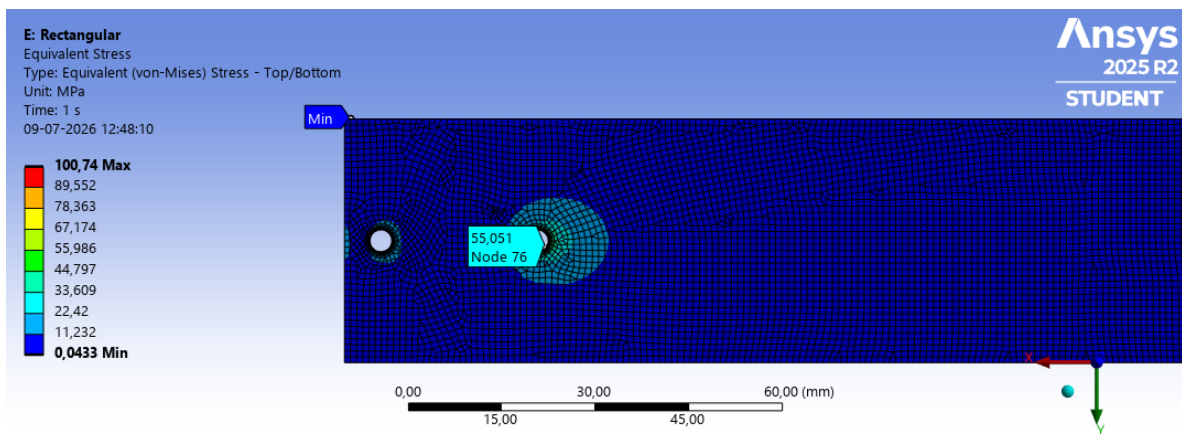
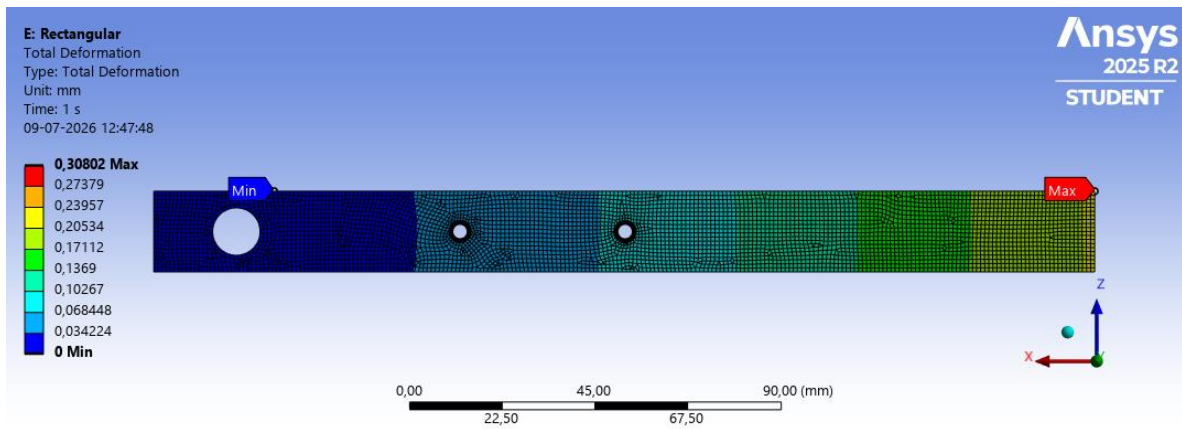




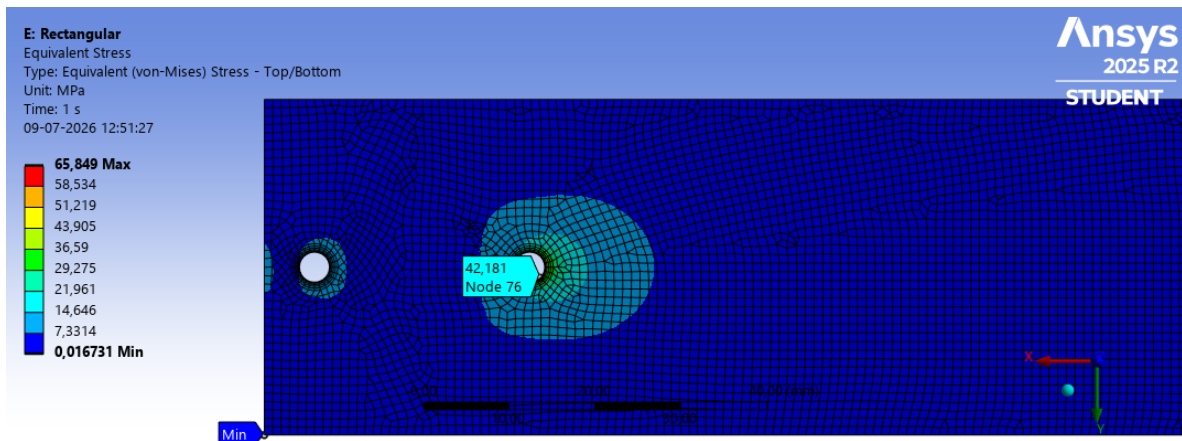
Iteración Aluminio 6063 T6 1 mm

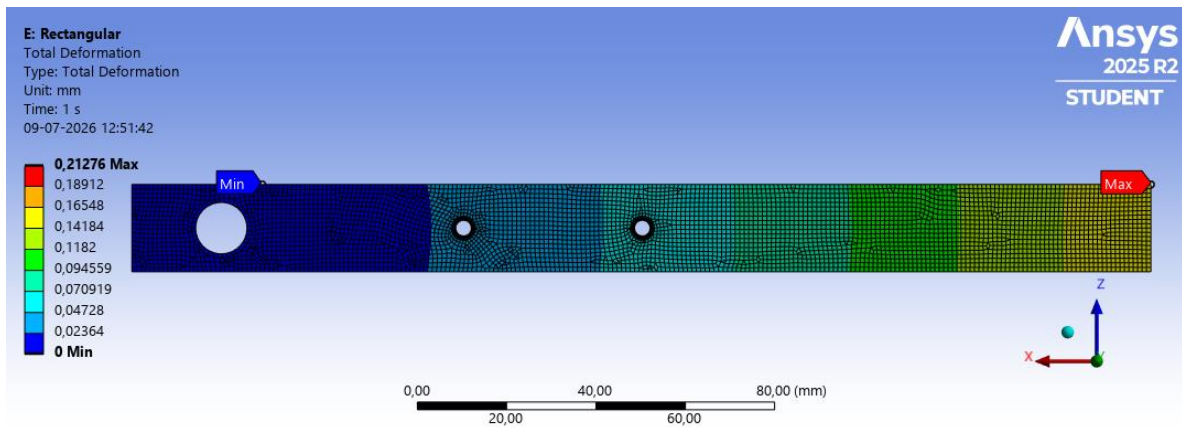


Iteración Aluminio 6063 T6 1,2 mm

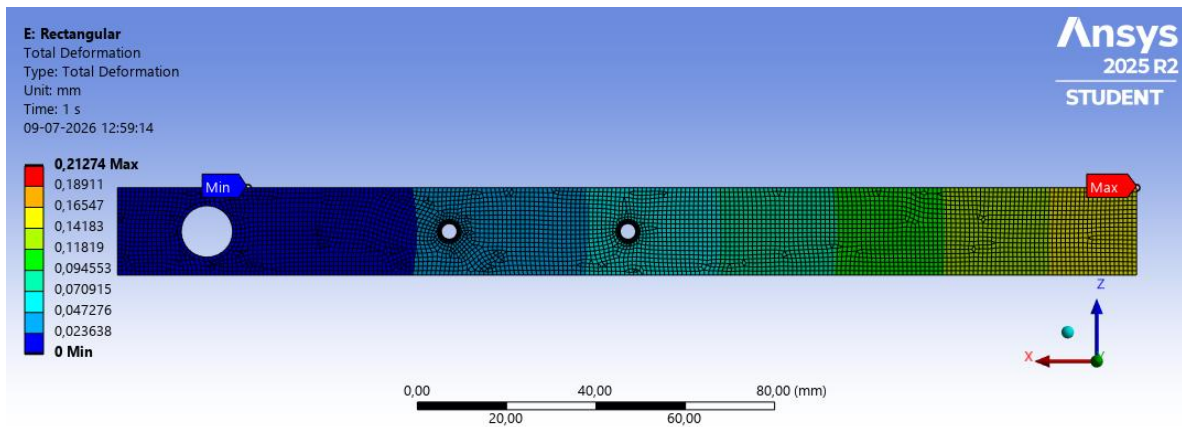
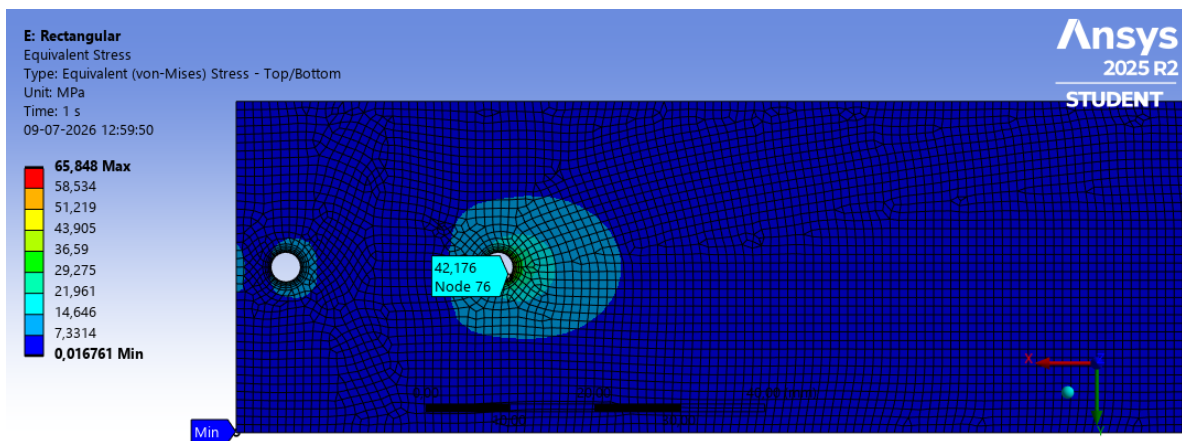


Iteración Aluminio 6063 T6 1,5 mm

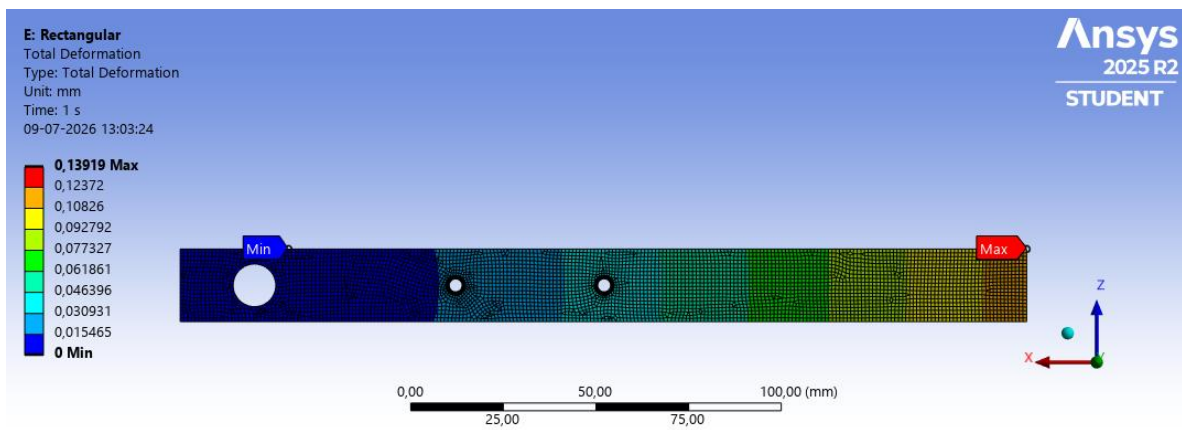
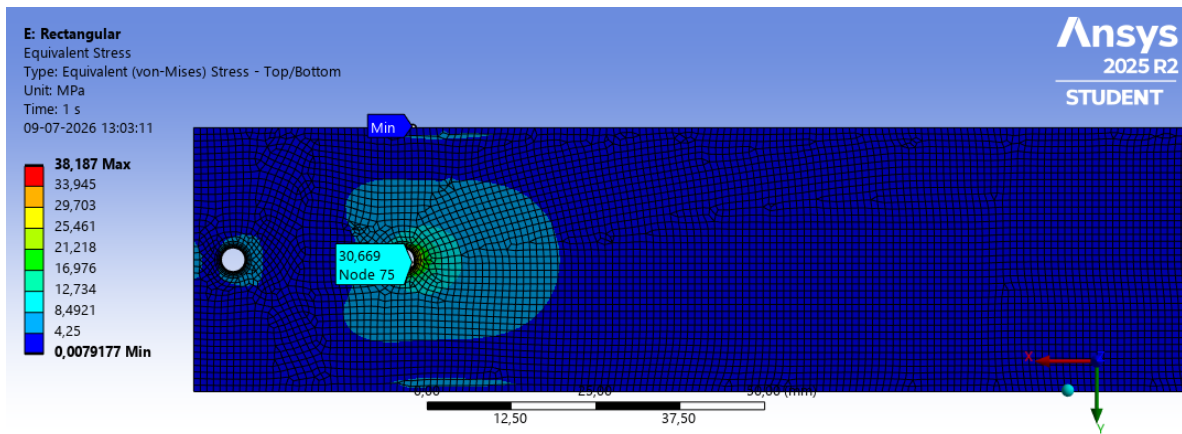




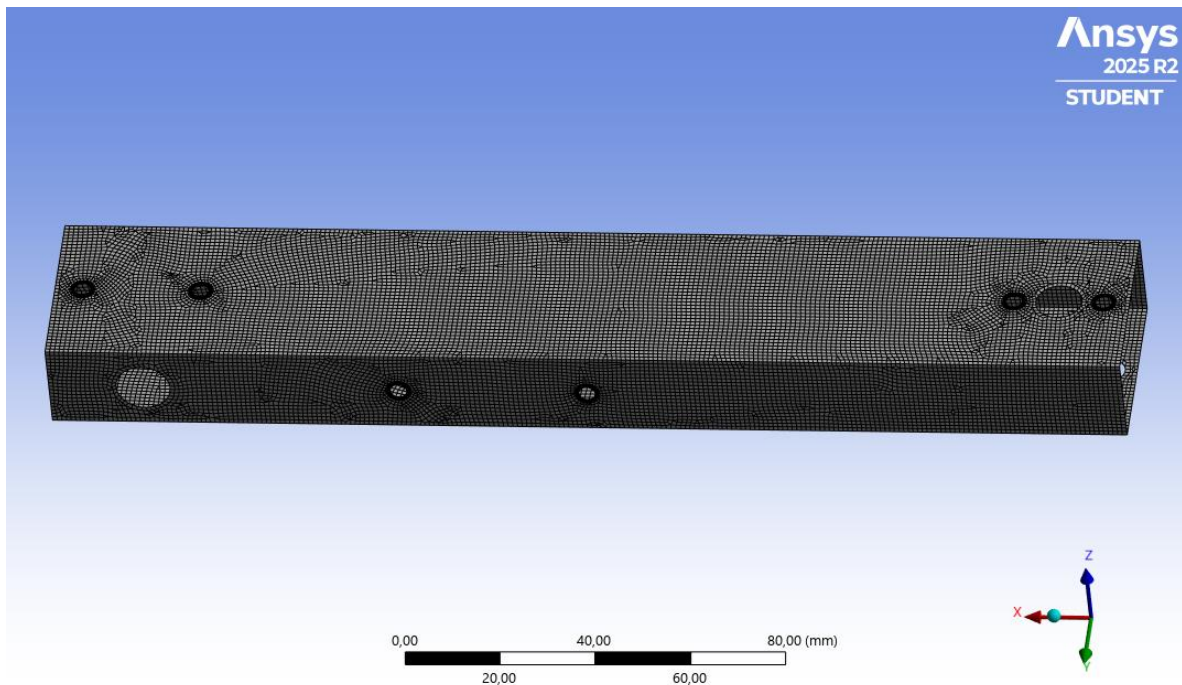
Iteración Aluminio 6061 T6 1,5 mm



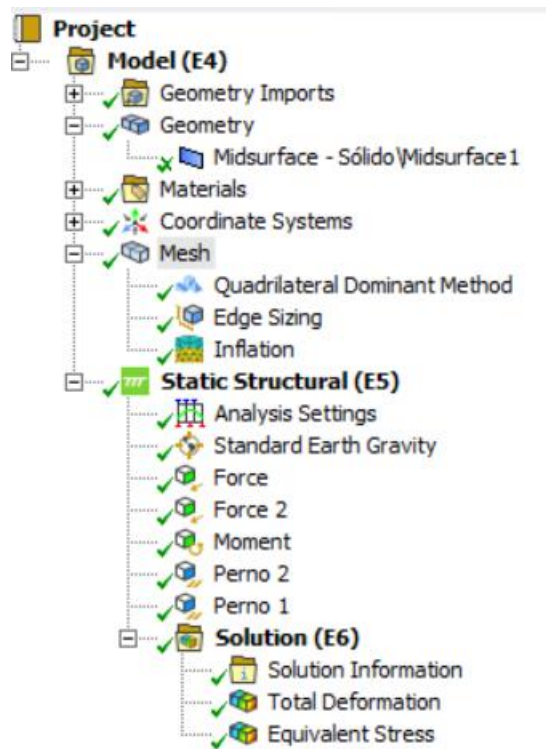
Iteración Aluminio 6061 T6 2 mm



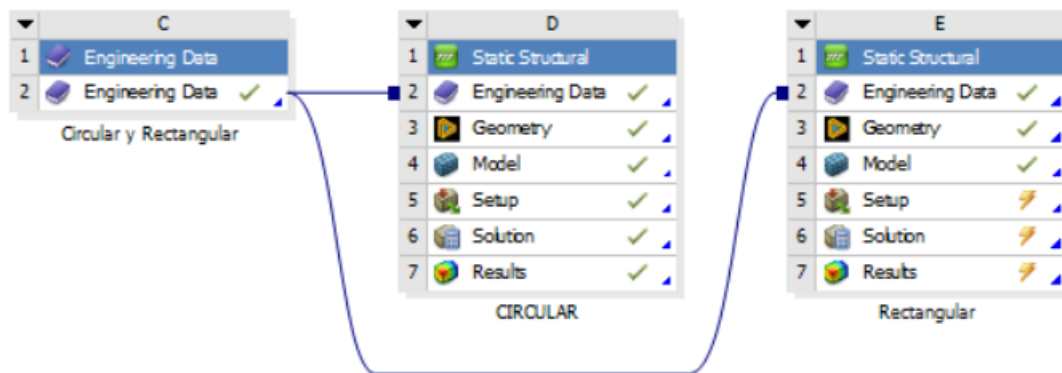
Mallado computacional



Árbol de la simulación



Esquema de la simulación



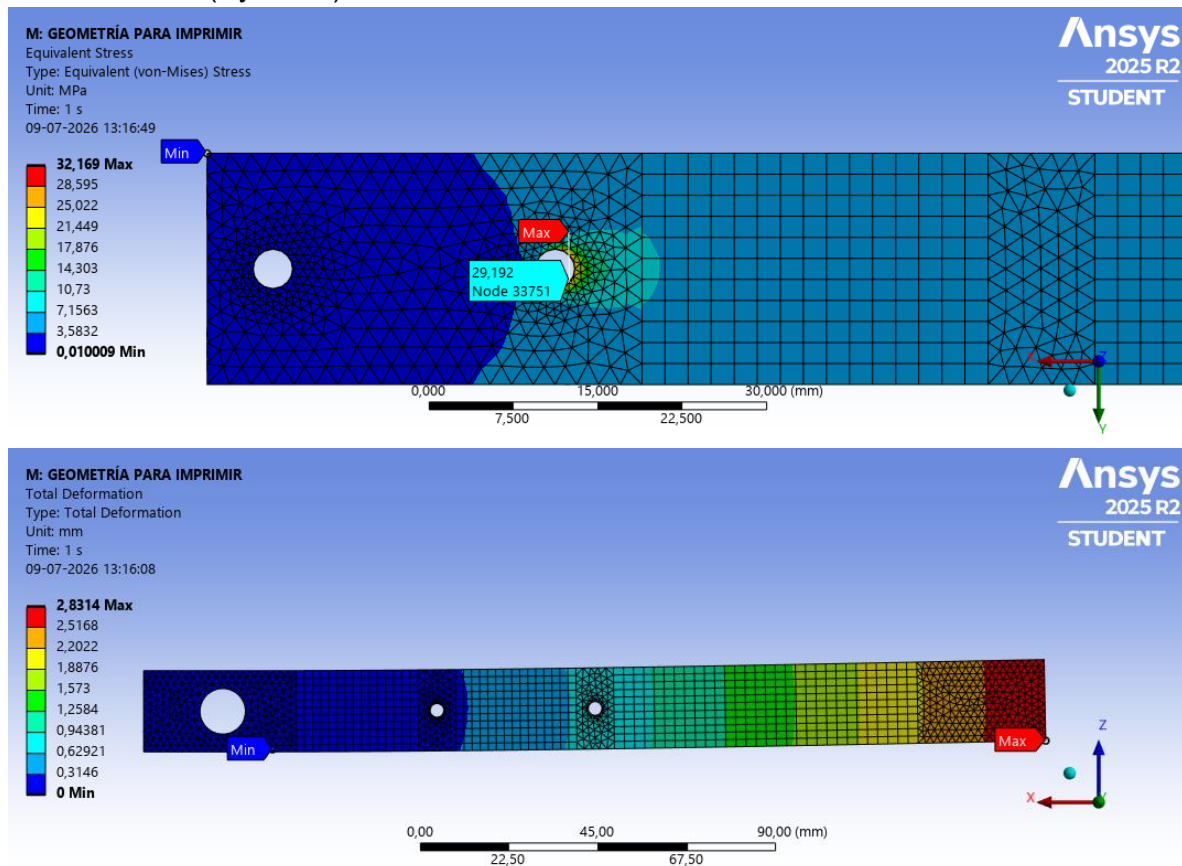
Convergencia de mallado

Iteración	Configuración	Desplazamiento [mm]	Esfuerzo de Von Mises [MPa]	Cantidad de elementos y nodos
1	Malla Default	0,12916	19,49	Elementos: 328 Nodos: 330

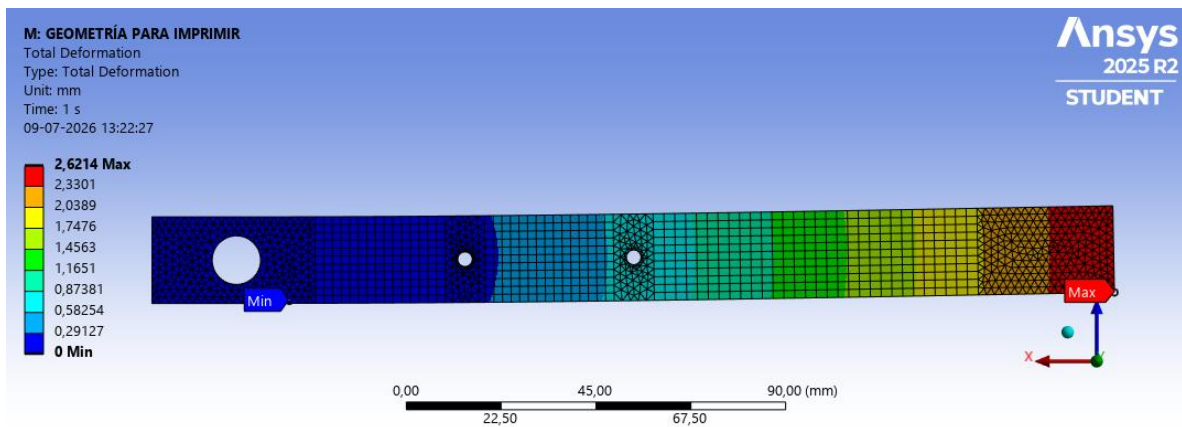
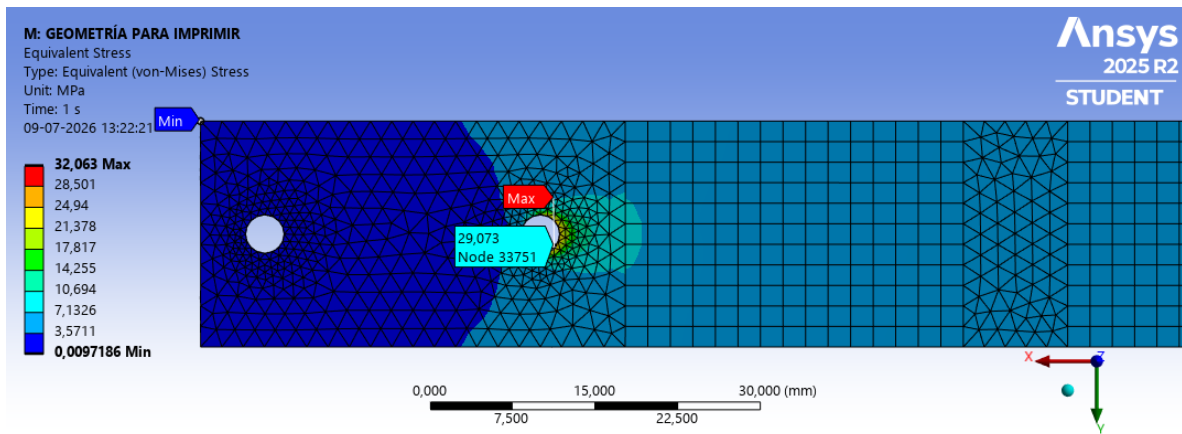
2	Malla 5 [mm]	0,14113	26,765	Elementos: 1140 Nodos: 1167
3	Malla 1 [mm]	0,147	59,106	Elementos: 26572 Nodos: 26785
4	14 divisiones	0,14704	59,104	Elementos: 26444 Nodos: 26608
5	Capas de inflación	0,14721	64,774	Elementos: 26752 Nodos: 26856
6	20 divisiones	0,14731	68,014	Elementos: 27666 Nodos: 27771
7	24 divisiones	0,14736	68,031	Elementos: 28179 Nodos: 28276

Anexo 8: Iteraciones de cálculo por espesor y material para geometría propuesta.

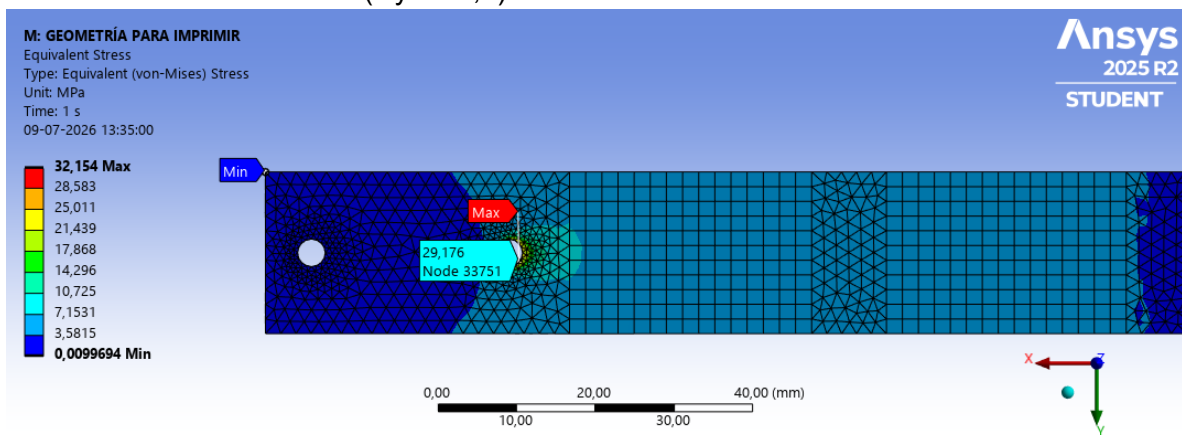
Iteración PA12 (Nylon 12)

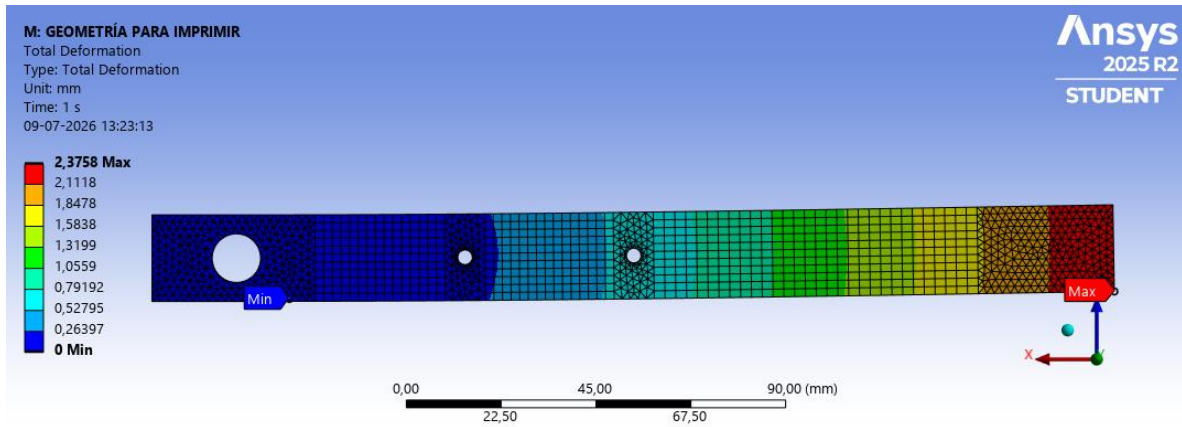


Iteración PA6 (Nylon 6)

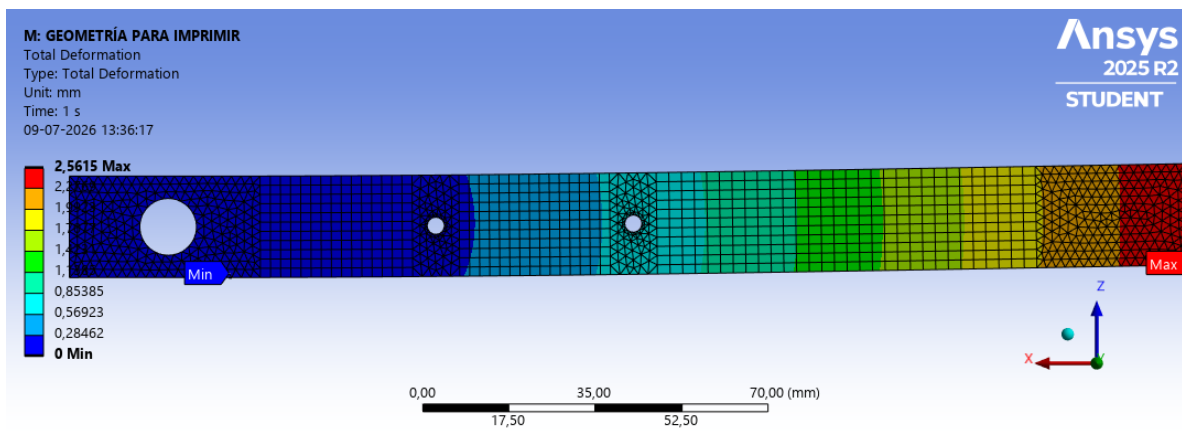
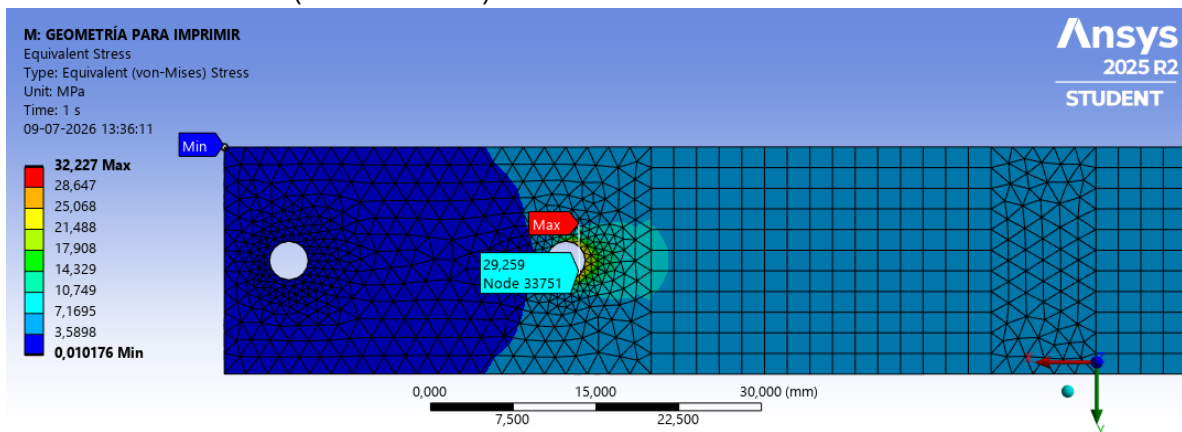


Iteración PA66 13-15% GF (Nylon 6,6)

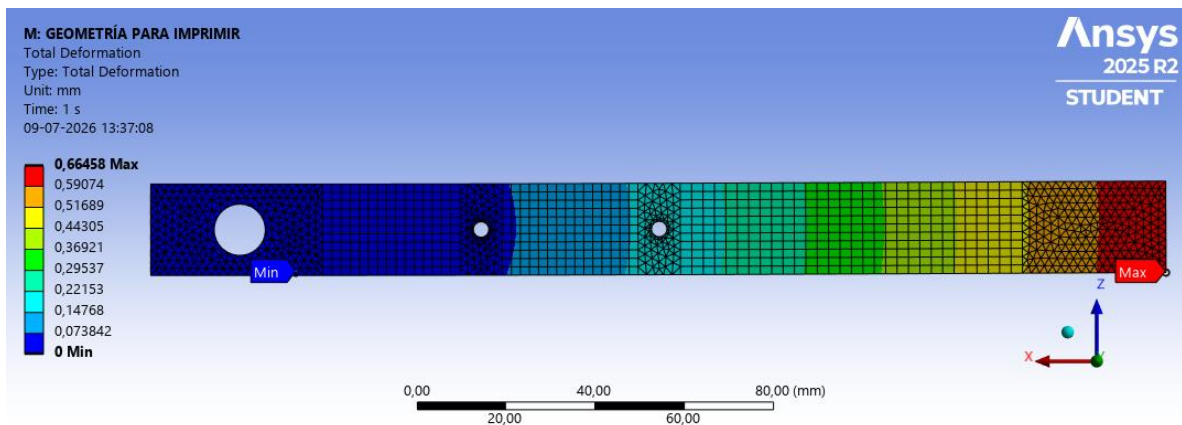
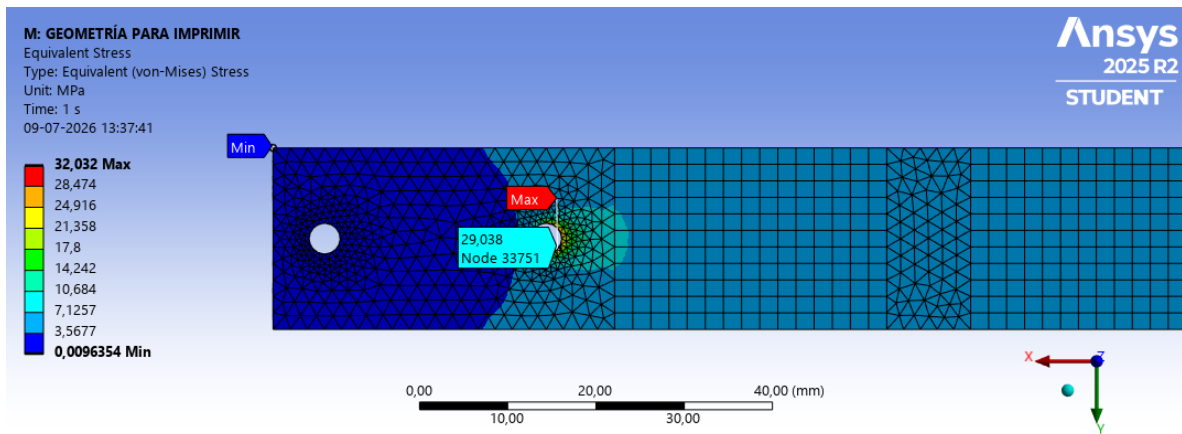




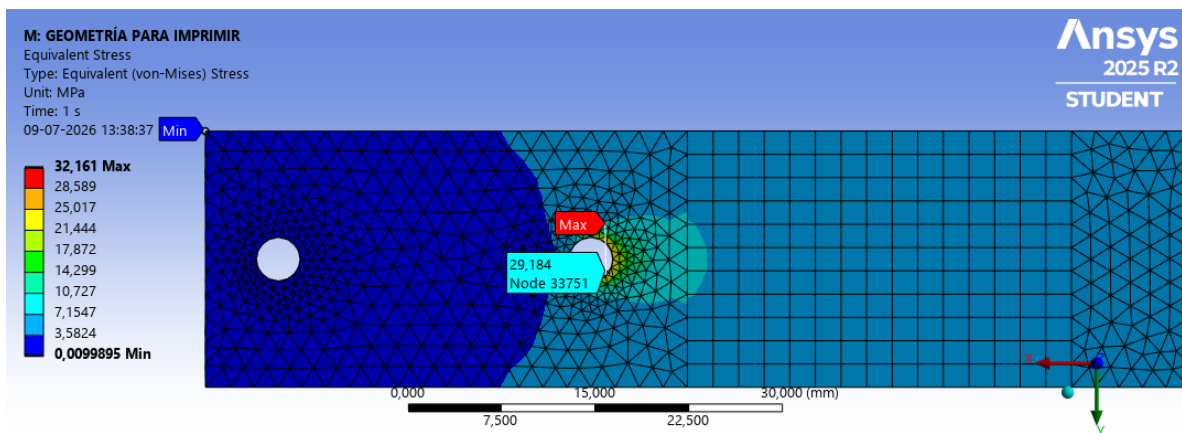
Iteración PC 10% GF (Policarbonato)

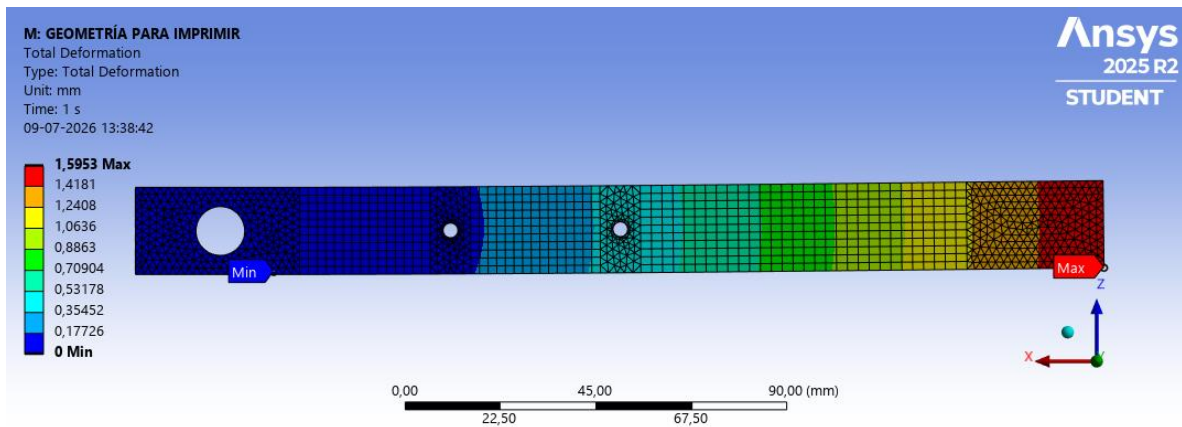


Iteración PC 20% CF (Policarbonato)

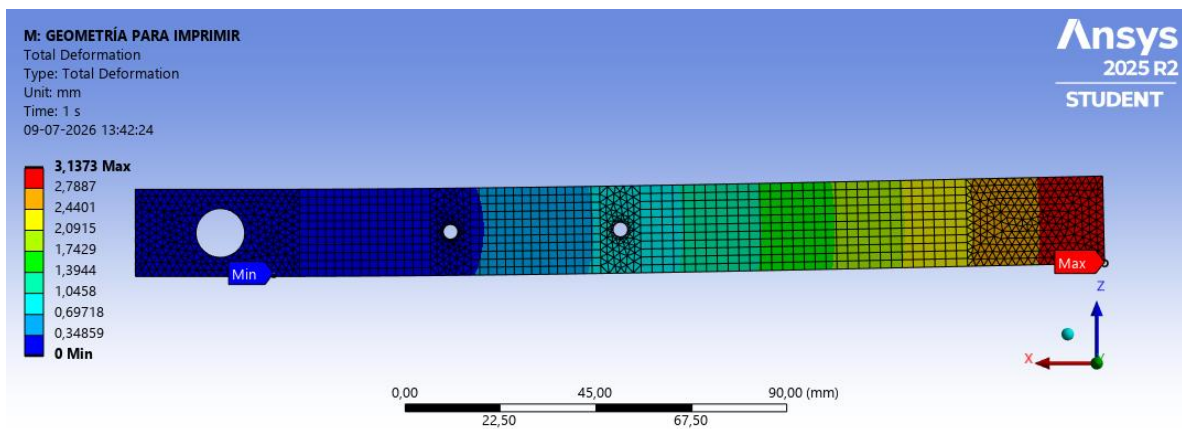
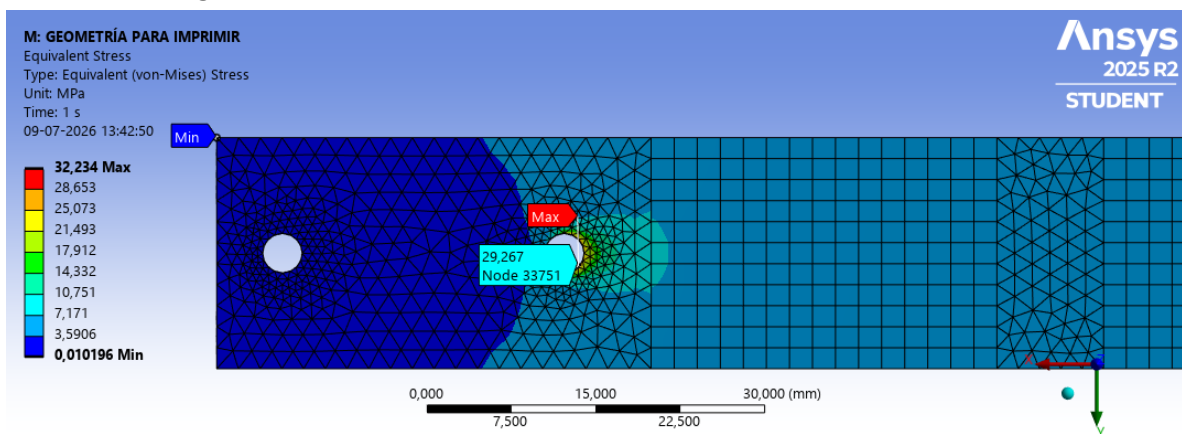


Iteración PET 15% GF

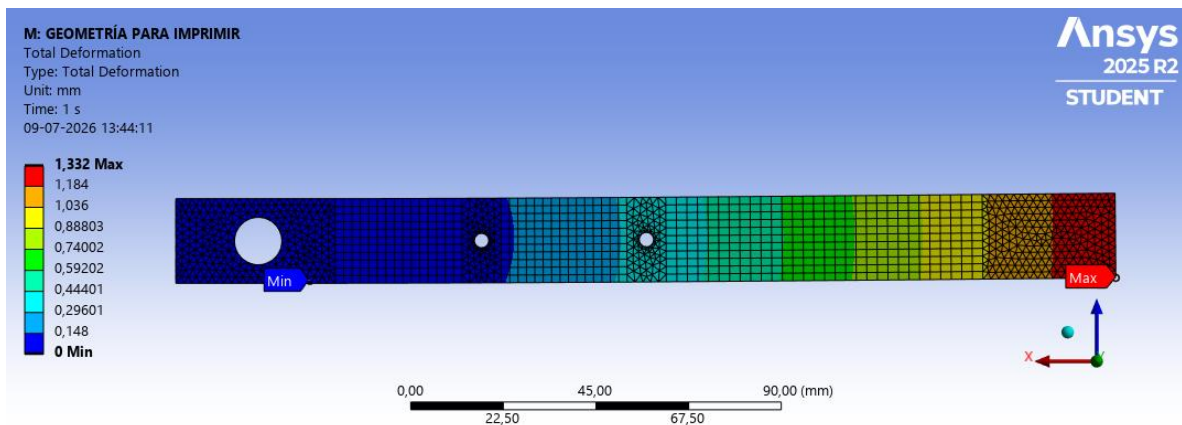
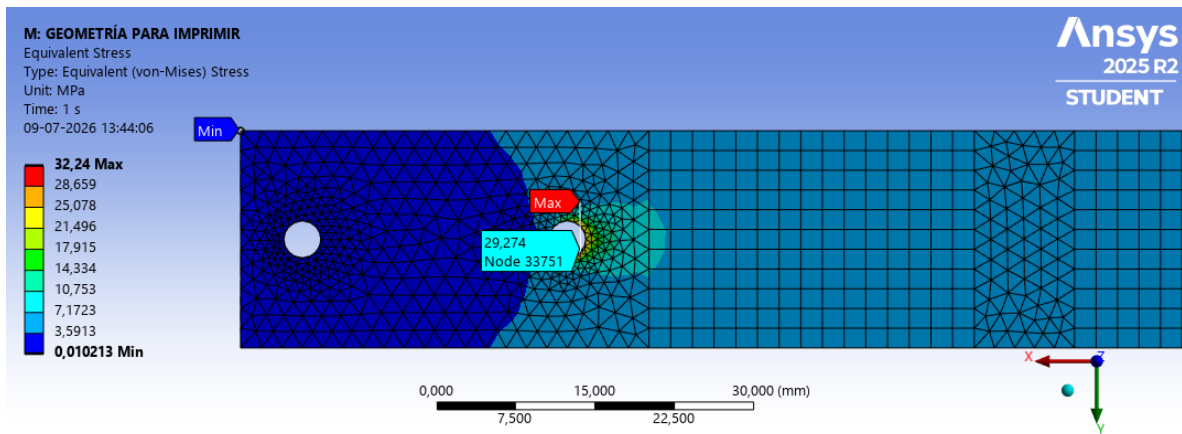




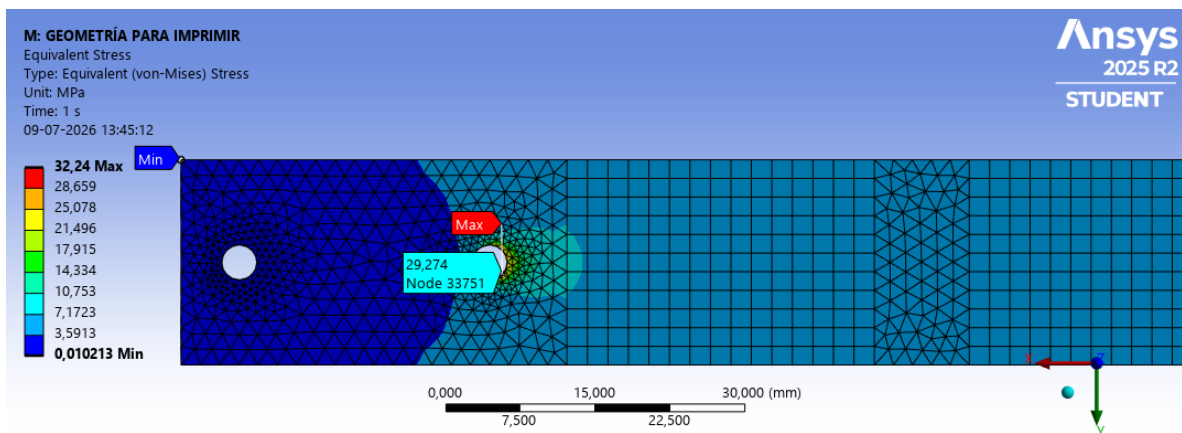
Iteración PET Unfilled

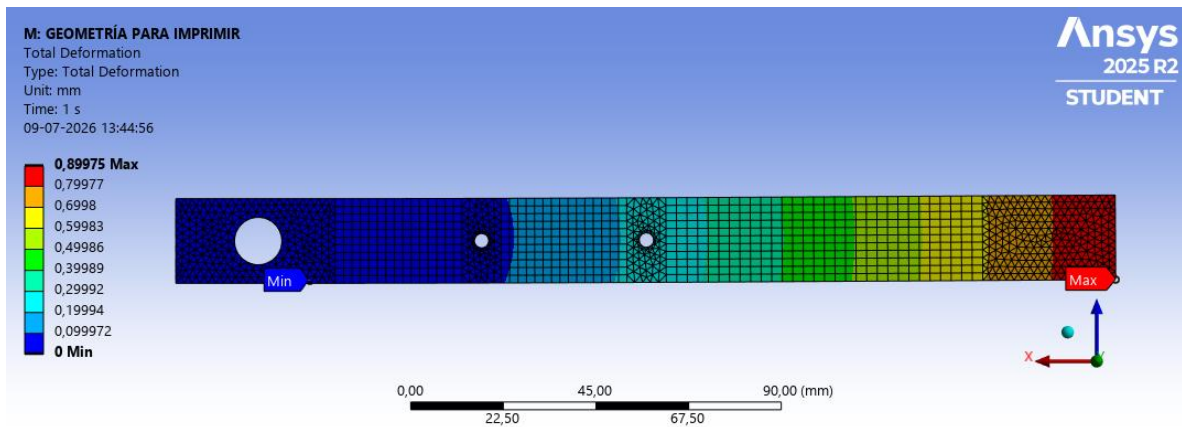


Iteración PLA 10% GF

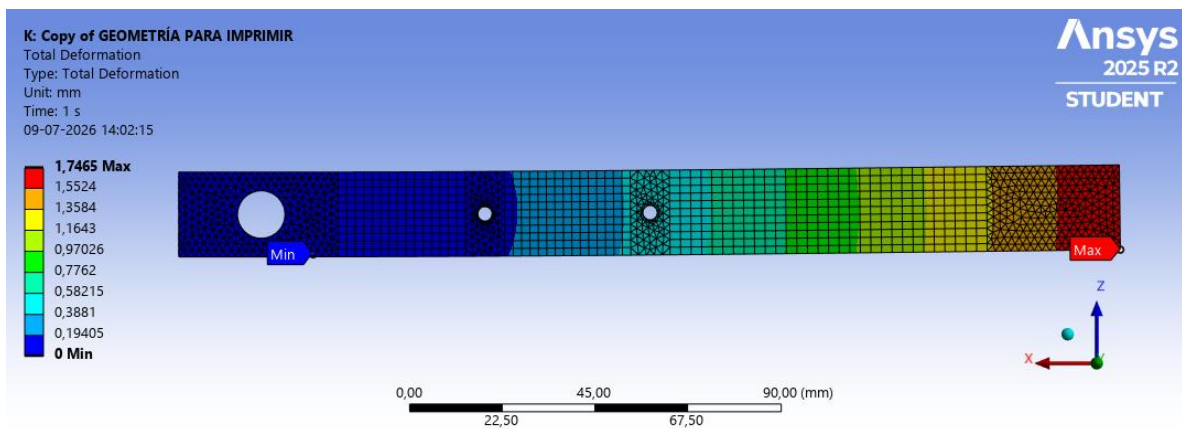
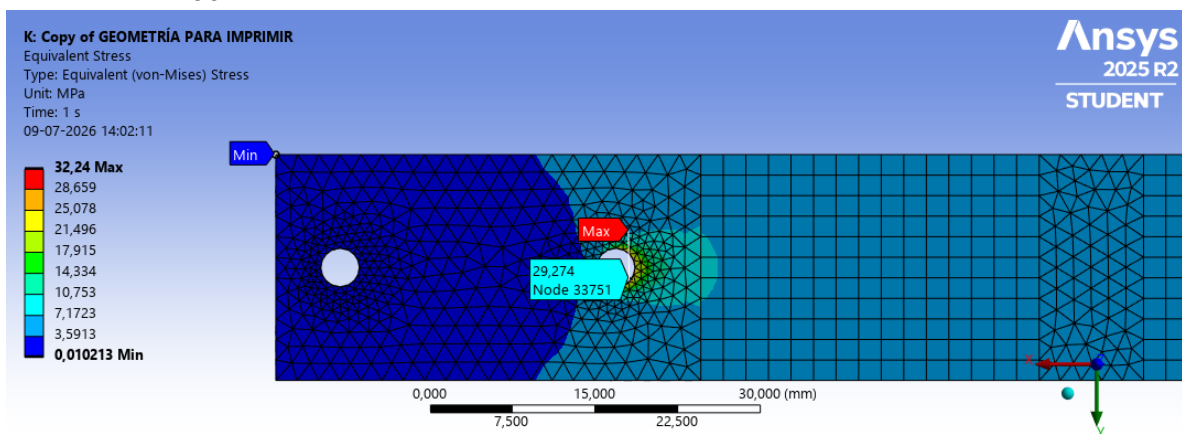


Iteración PLA 30% GF

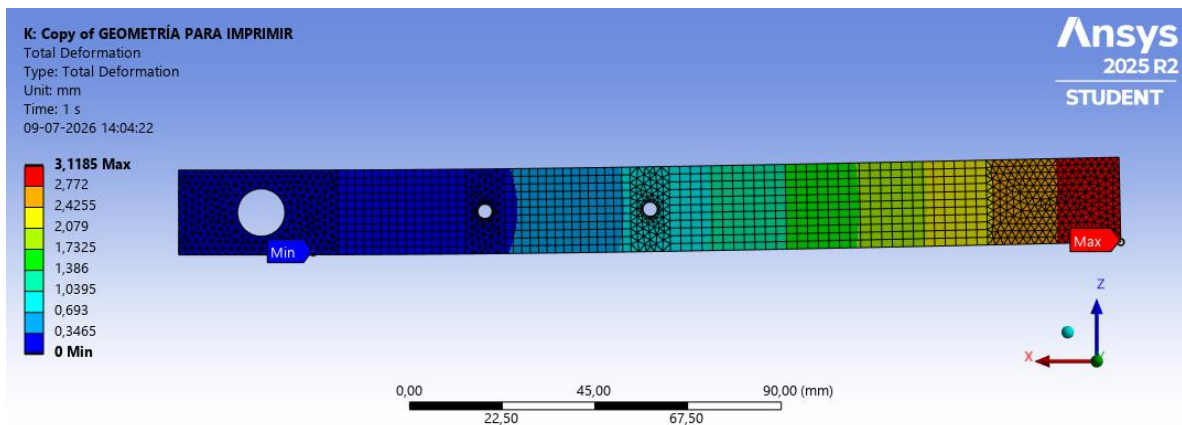
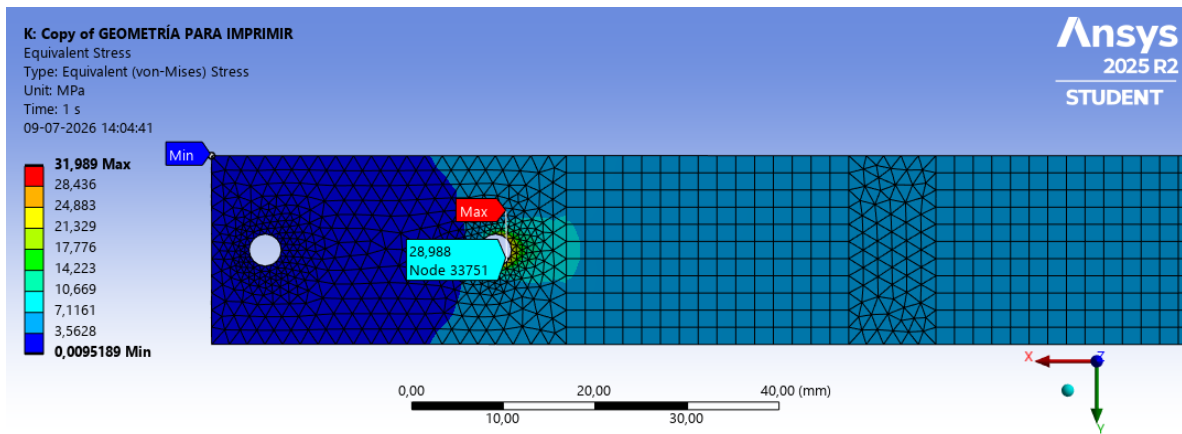




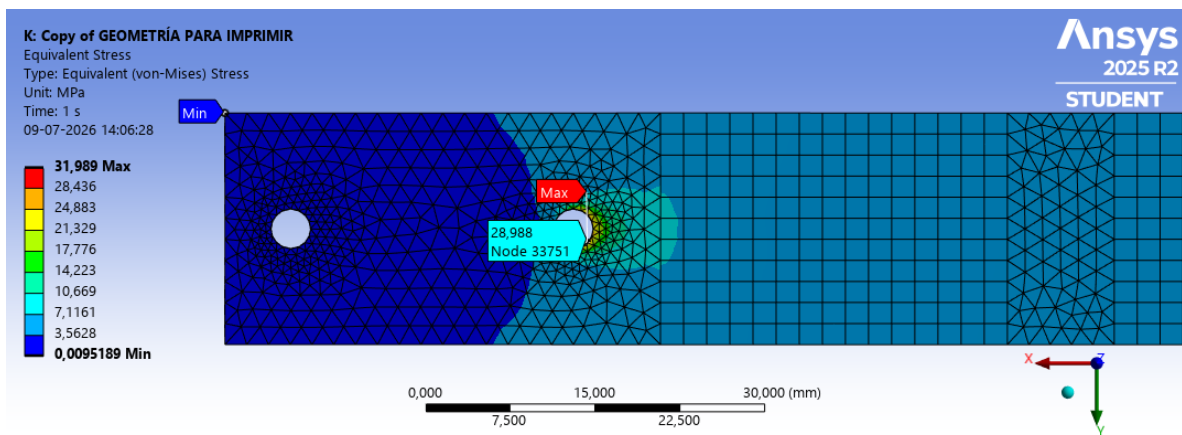
Iteración PLA 30% NF

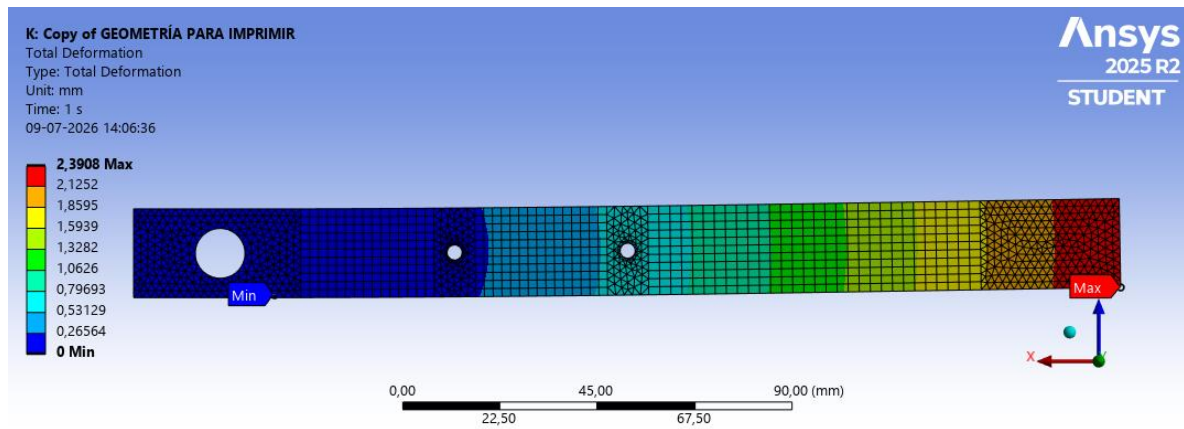


Iteración PLA GP

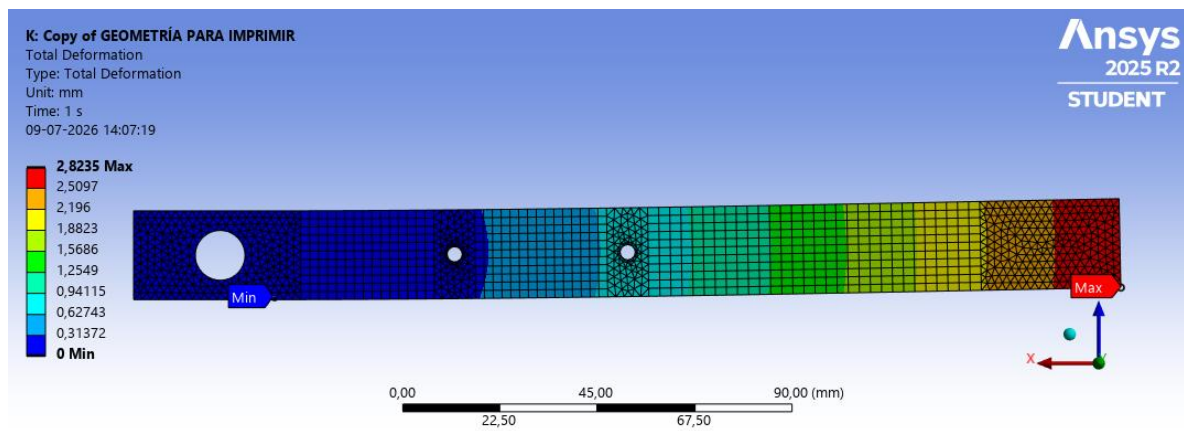
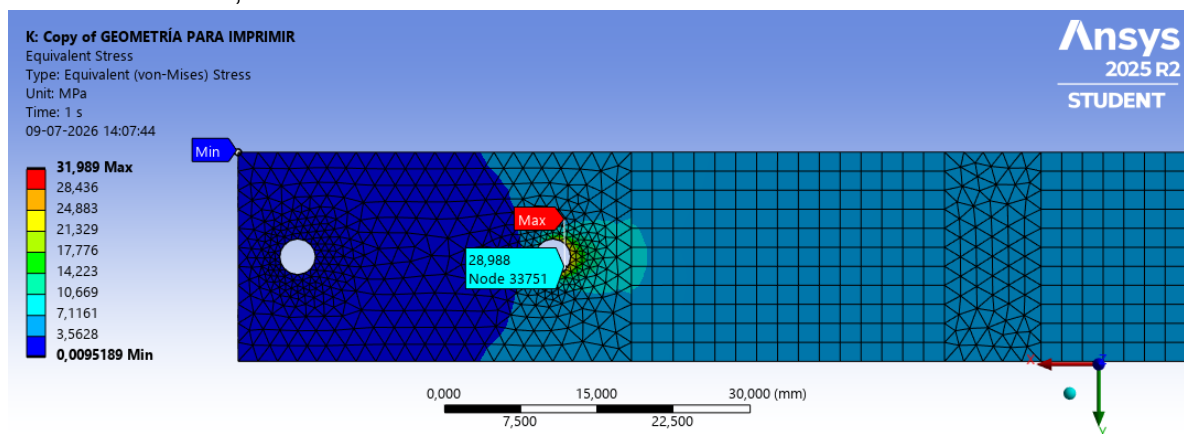


Iteración PLA HH

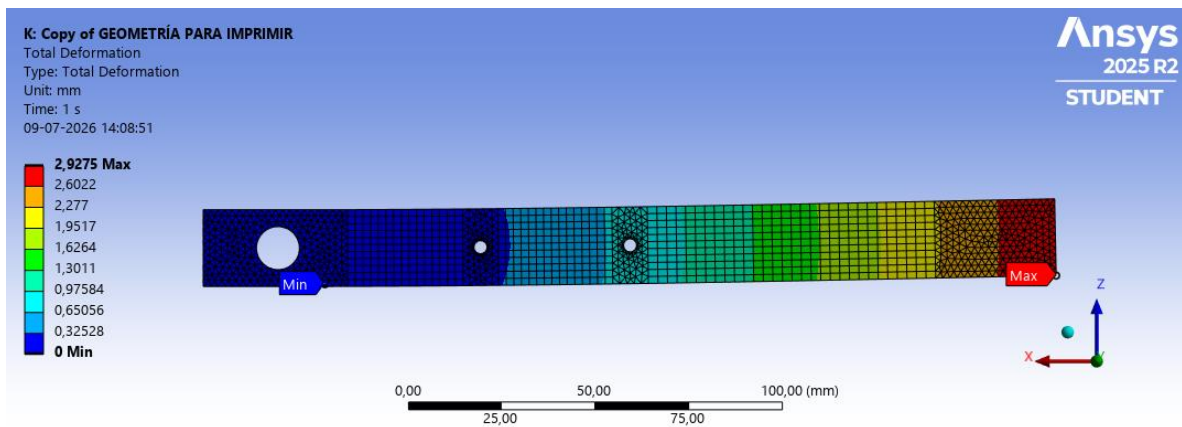
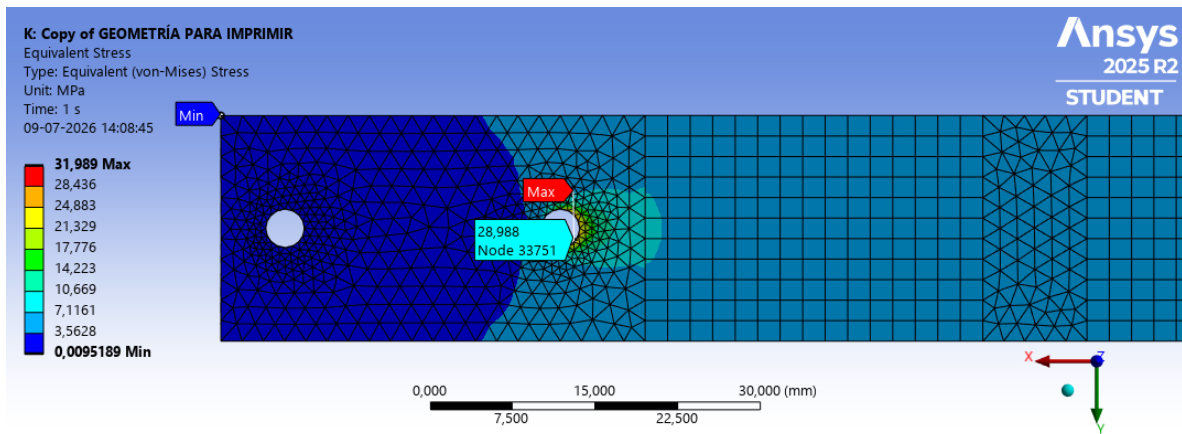




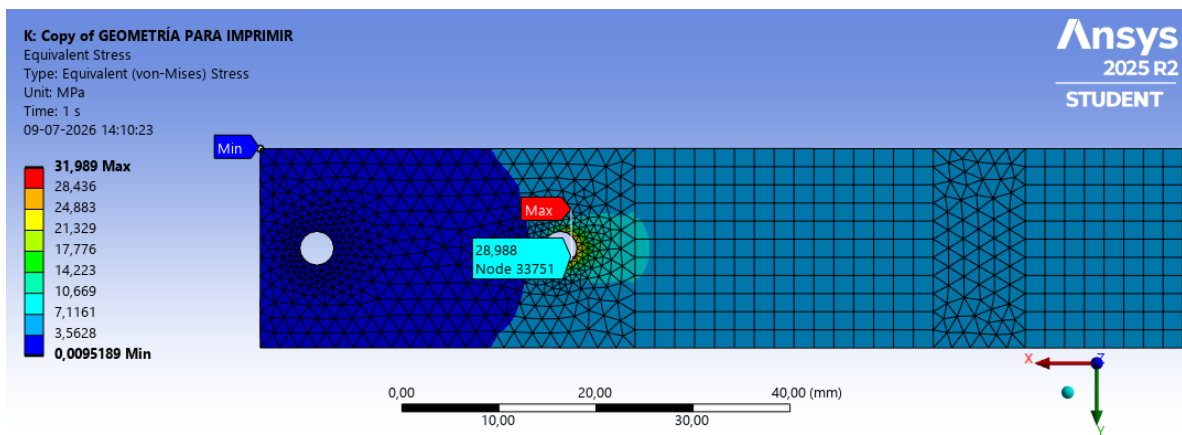
Iteración PLA HH, HI

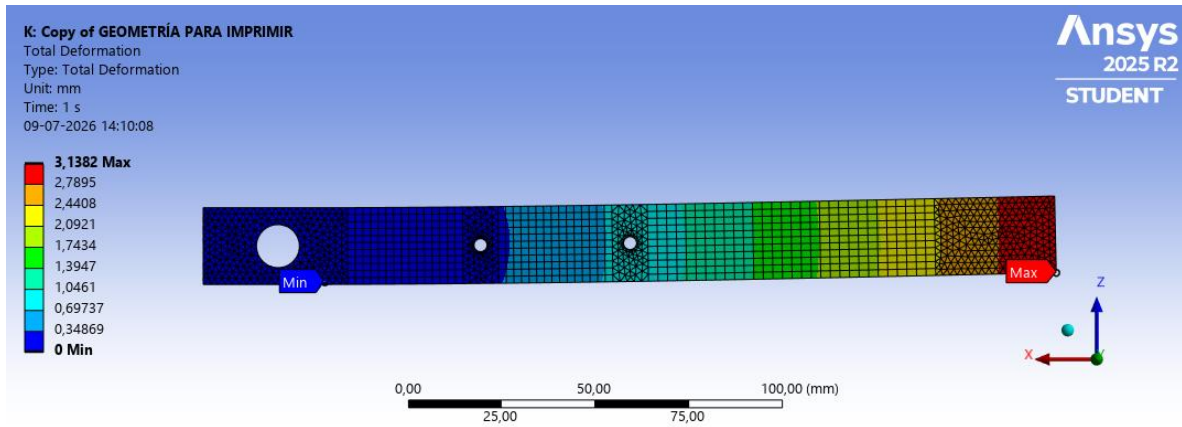


Iteración PLA HI

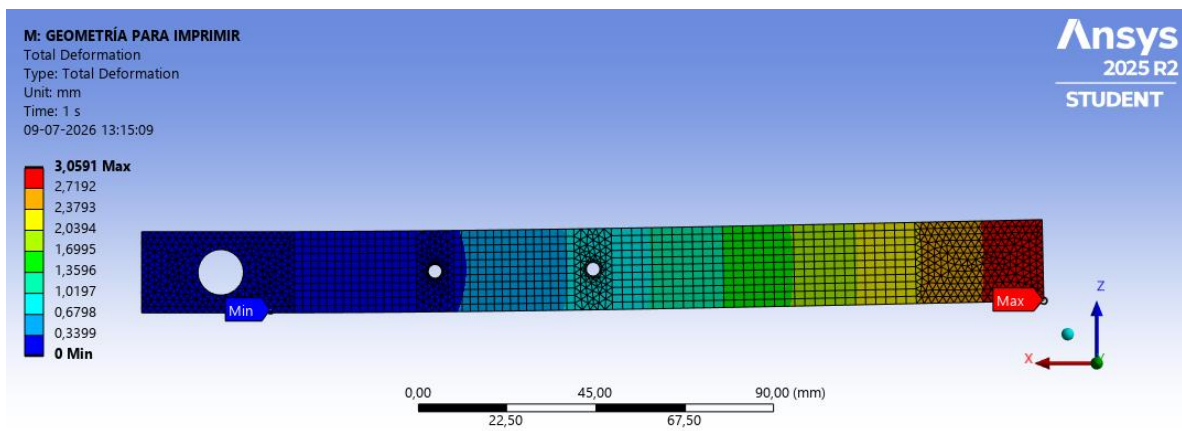
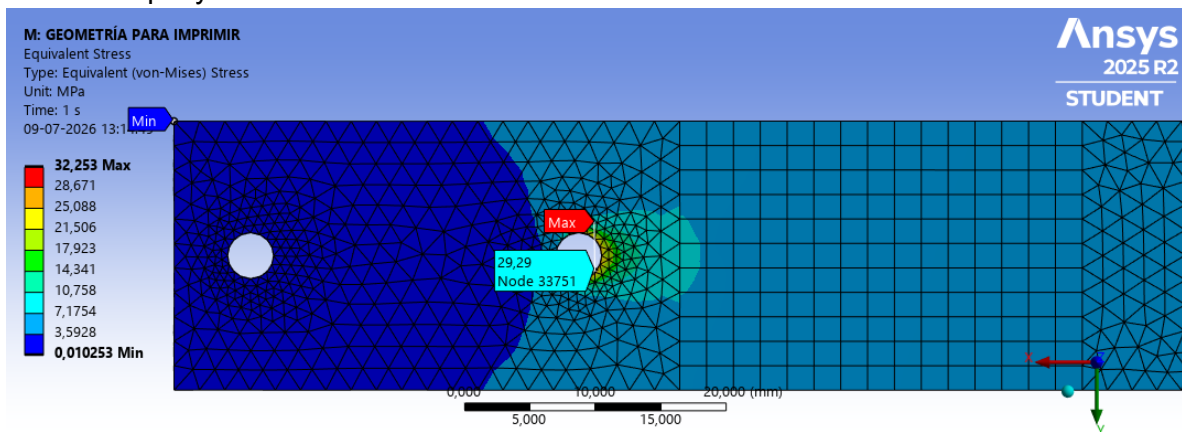


Iteración PLA IM

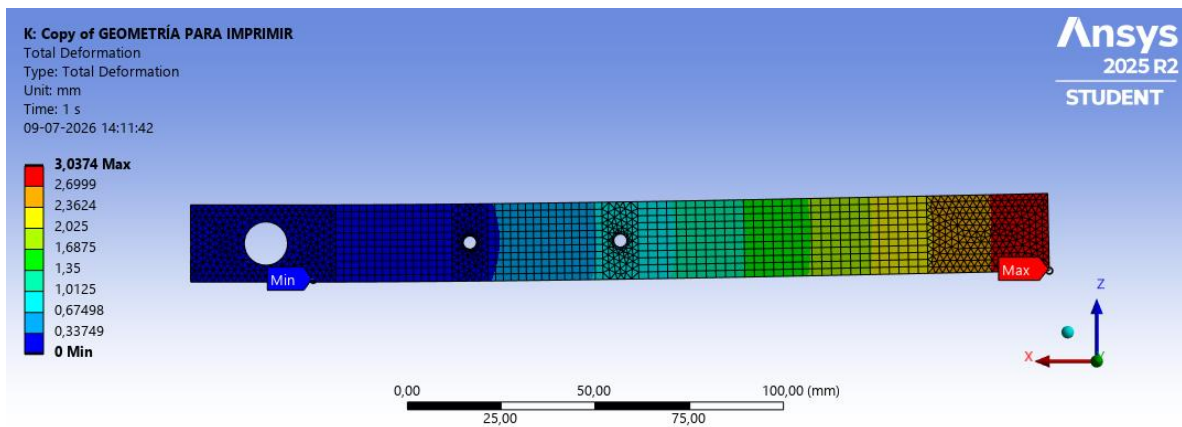
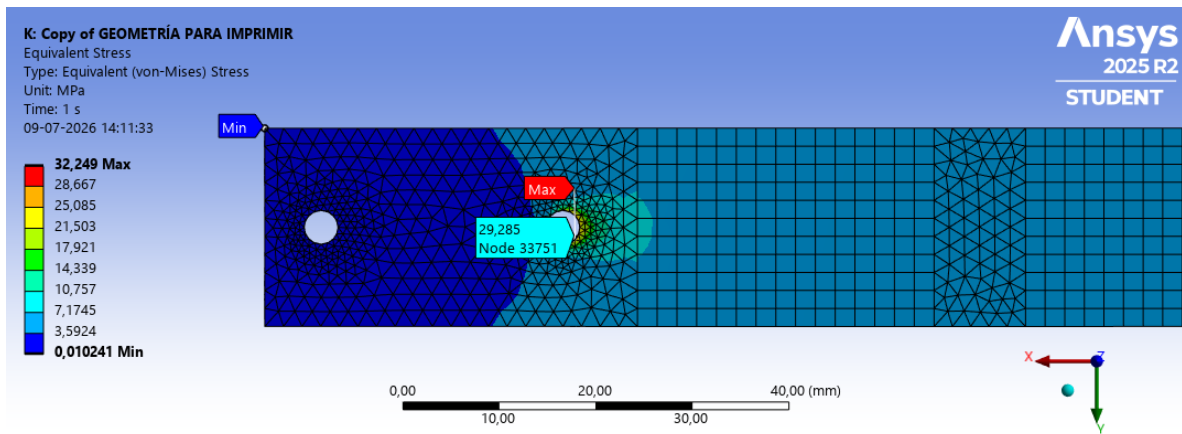




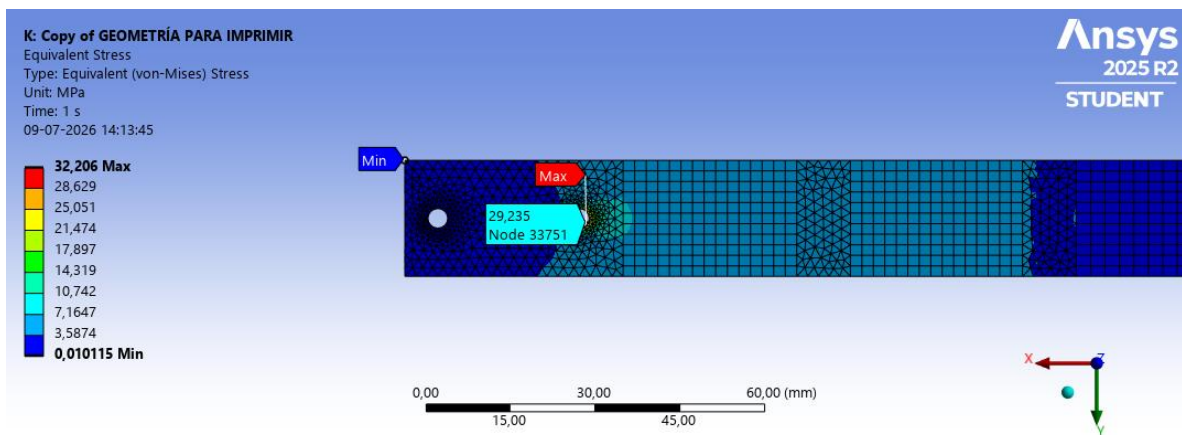
Iteración Epoxy Resin

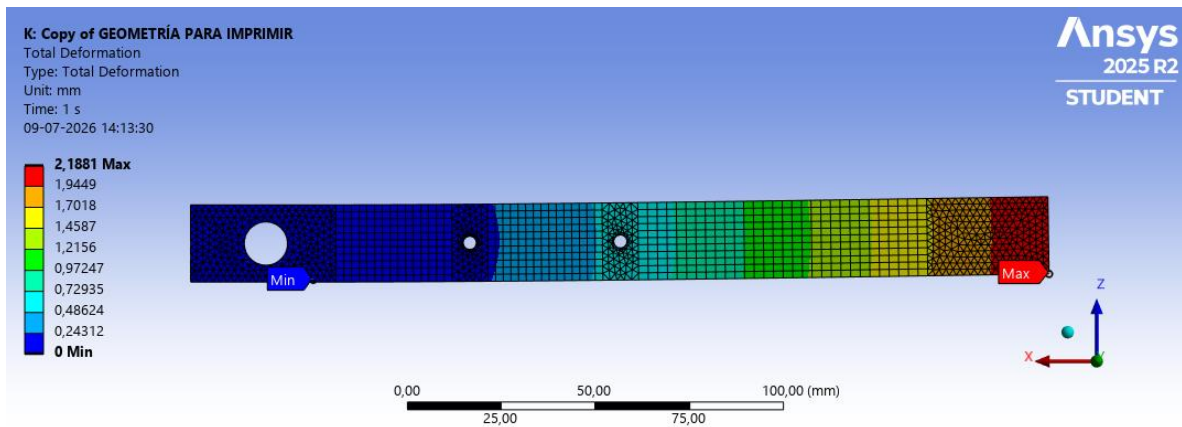


Iteración Polyester

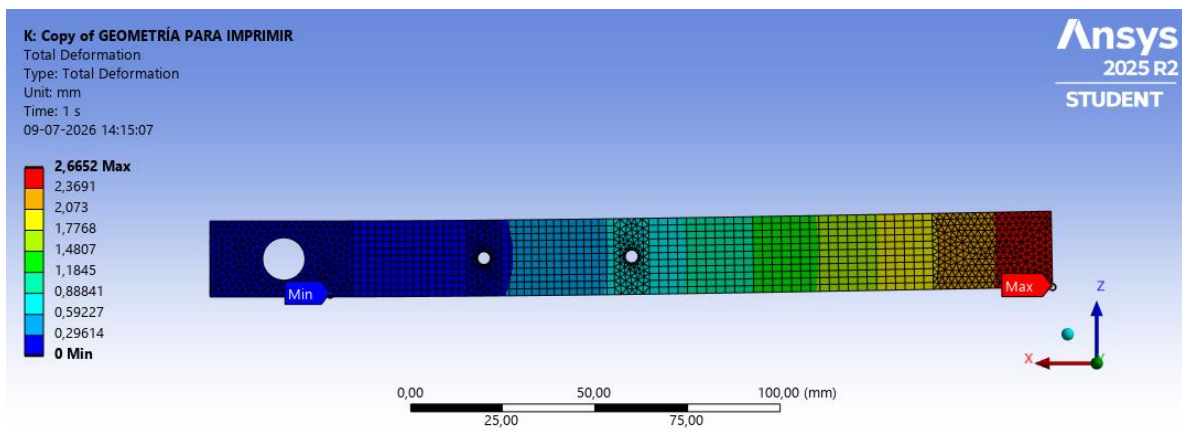
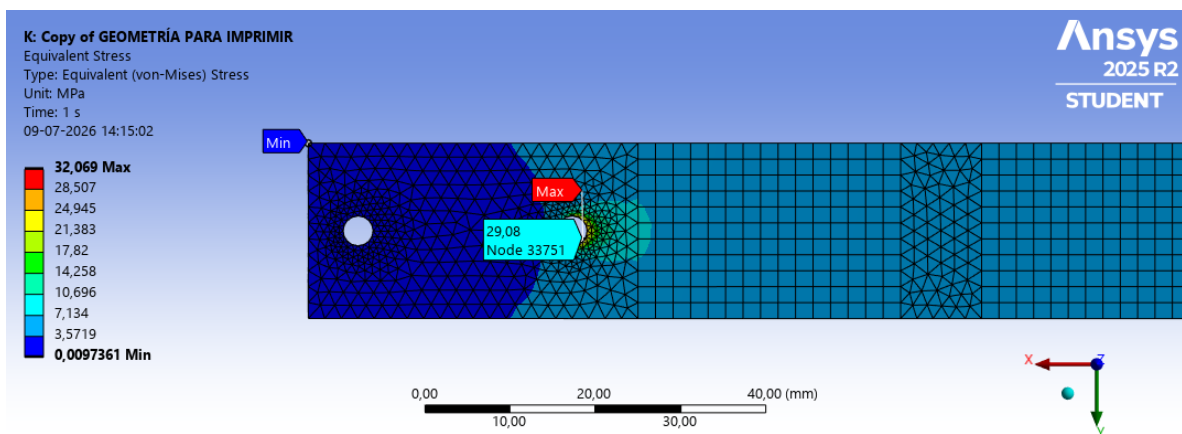


Iteración PUR

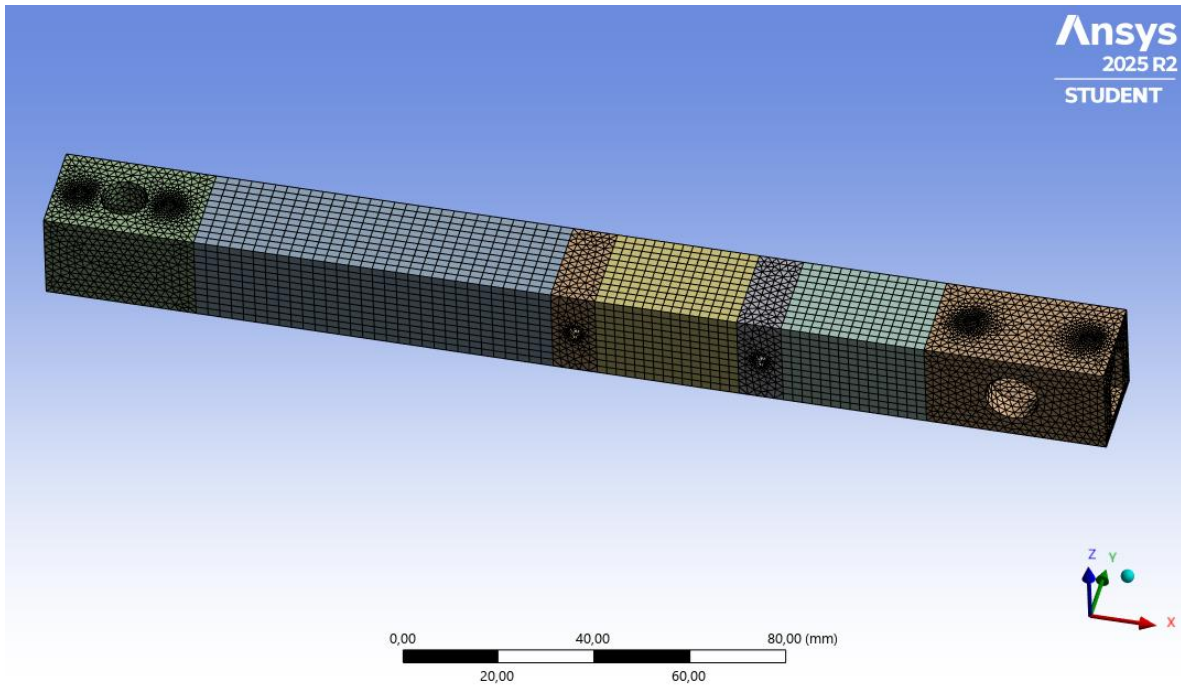




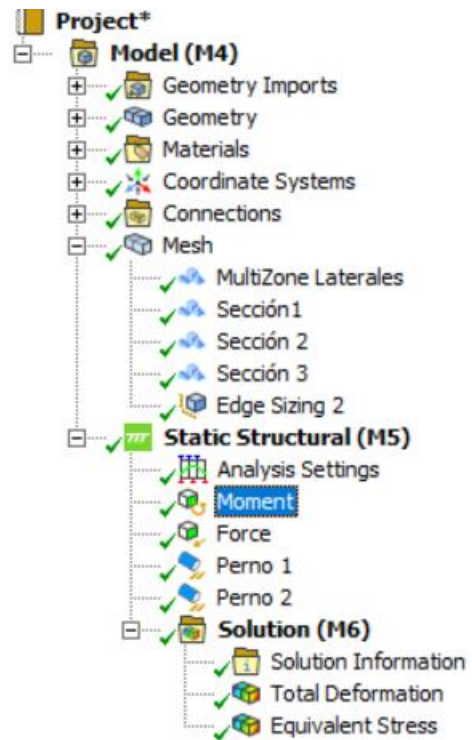
Iteración VE



Mallado computacional



Árbol de la simulación



Esquema del proyecto



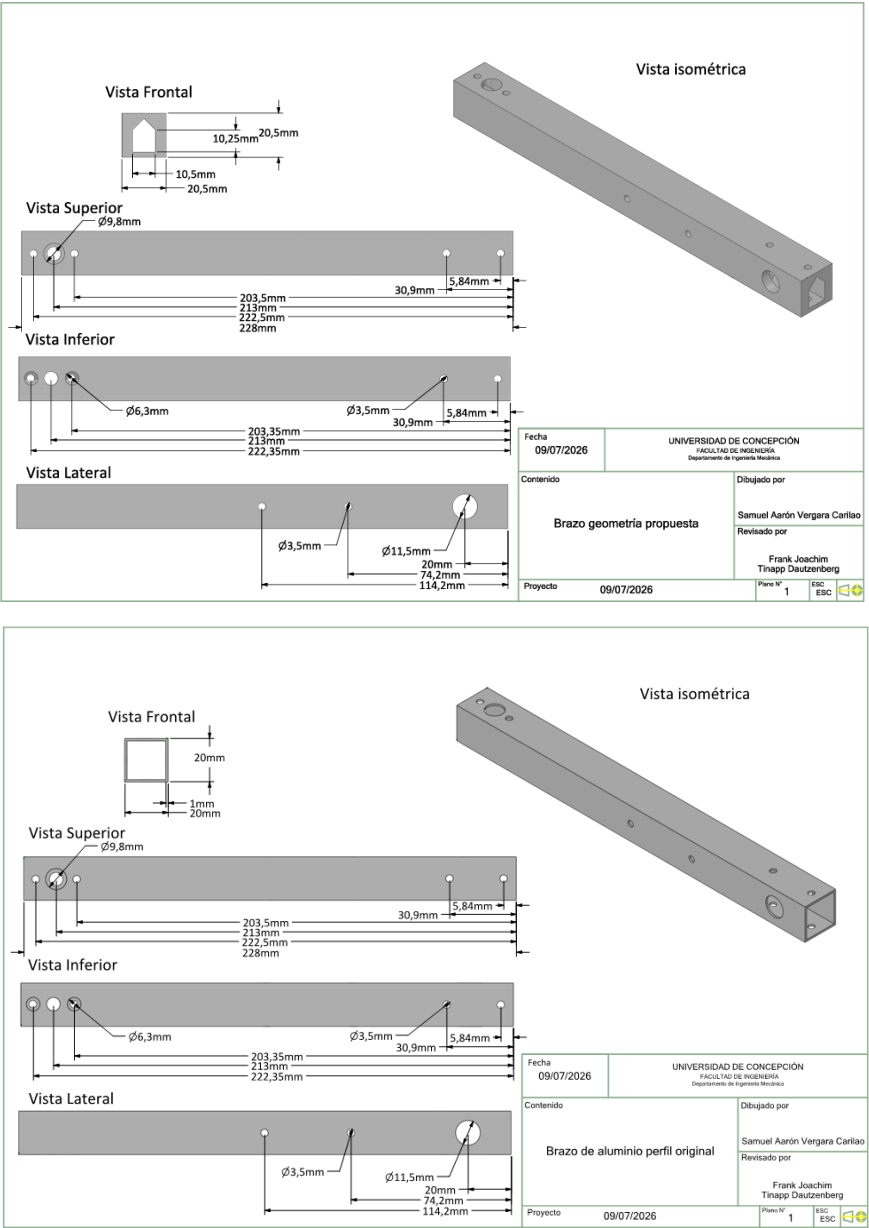
Anexo 9: Contraste de factores de seguridad analítico-numérico.

Material Geometría	t [mm]	FS [-]	FS FEM [-]	Variación porcentual [%]
Al 3004 H32 (Placas) Original	0,5	1,48	0,961	35,1
	1	2,73	2,233	18,2
	1,5	3,78	3,417	9,6
	2	4,65	4,525	2,7
Al 3105 H14 (Placas) Original	0,5	1,41	1,024	27,4
	1	2,6	2,142	17,6
	1,5	3,6	3,255	9,6
	2	4,43	4,313	2,6
Al 6063 T6 (Placas) Original	1,5	3,6	3,255	9,6
	2	4,43	4,298	3,0
Al 1050 H19 (Placas) Original	0,5	1,55	1,016	34,5
	1	2,85	2,331	18,2
	1,5	3,95	3,588	9,2
	2	4,86	4,716	3,0
Al 1200 H14 (Placas)	0,5	1,07	0,703	34,3
	1	1,98	1,611	18,6

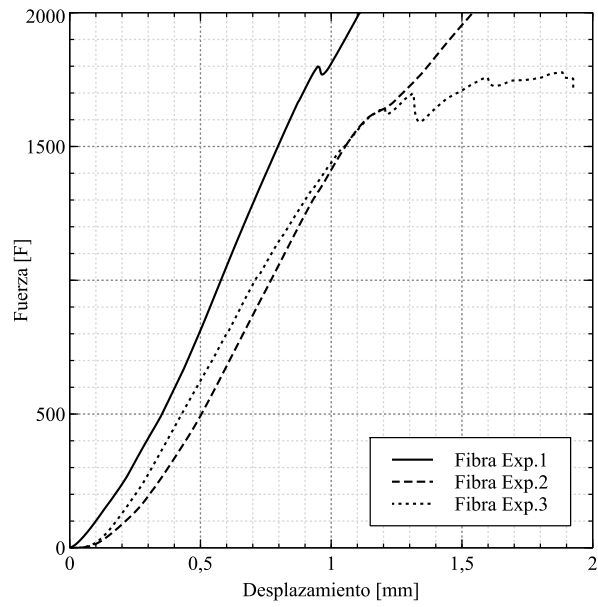
Original	1,5	2,74	2,490	9,1
	2	3,38	3,273	3,2
Al 6063 T6	1	3,73	3,050	18,2
(Perfil	1,5	5,16	4,670	9,5
cuadrado)	2	6,35	6,166	2,9
Original				
Al 6063	1	2	1,636	18,2
T5(Perfil	1,5	2,77	2,504	9,6
cuadrado)	2	3,41	3,306	3,0
Original				
AISI 304L (Perfil	1	3,09	2,547	17,6
cuadrado)	1,5	4,28	3,937	8,0
Original	2	5,27	5,225	0,9
AISI 430	0,5	2,86	1,866	34,8
(Placas)	1	5,29	4,356	17,7
Original	1,5	7,33	6,730	8,2
	2	9,01	8,930	0,9
PVC PN16	2	1,429	0,84	41,2
Circular				
PVC PN20	2,3	1,615	0,92	43,0
Circular				
Al 6063 T5	1	1,541	1,03	33,2
Circular				
Al 6063 T6	1	2,873	1,92	33,2
Circular				
PLA GP	5	2,582	0,42	83,7
Circular				
PLA IM	5	2,213	0,36	83,7
Circular				
Al 6063 T5	1	3,77	1,589	57,9
Rectangular	1,2	4,4	1,999	54,6
	1,5	5,29	2,610	50,7
Al 6063 T6	1	7,02	2,959	57,8
Rectangular	1,2	8,2	3,723	54,6
	1,5	9,85	4,859	50,7
Al 6061 T6	1,5	11,54	3,465	70,0
Rectangular	2	14,38	4,361	69,7
PA12 (Nylon 12)	t_sup: 2,5	3,26	2,403	26,3
4ta iteración	t_lat: 5			
PA6 (Nylon 6)	t_sup: 2,5	3,17	2,346	26,0
4ta iteración	t_lat: 5			
PA66 13-15% GF	t_sup: 2,5	3,57	2,633	26,2
(Nylon 6,6)	t_lat: 5			
4ta iteración				

PC 10% GF (Policarbonato) 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	2,71	1,993	26,5
PC 20% CF (Policarbonato) 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	5,74	4,254	25,9
PET 15% GF 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	4,45	3,281	26,3
PET Un 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	3,01	2,213	26,5
PLA 10% GF 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	3,57	2,624	26,5
PLA 30% GF 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	4,95	3,639	26,5
PLA 30% NF 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	3,01	2,213	26,5
PLA GP 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	2,08	1,544	25,8
PLA HH 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	1,85	1,373	25,8
PLA HH, HI 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	2,34	1,737	25,8
PLA HI 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	1,76	1,307	25,7
PLA IM 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	1,94	1,440	25,8
Epoxy Resin 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	2,05	1,528	25,5
Polyester 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	1,53	1,124	26,5
PUR 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	2,56	1,884	26,4
VE 4ta iteración	t_sup: 2,5 t_lat: 5	2,92	2,161	26,0

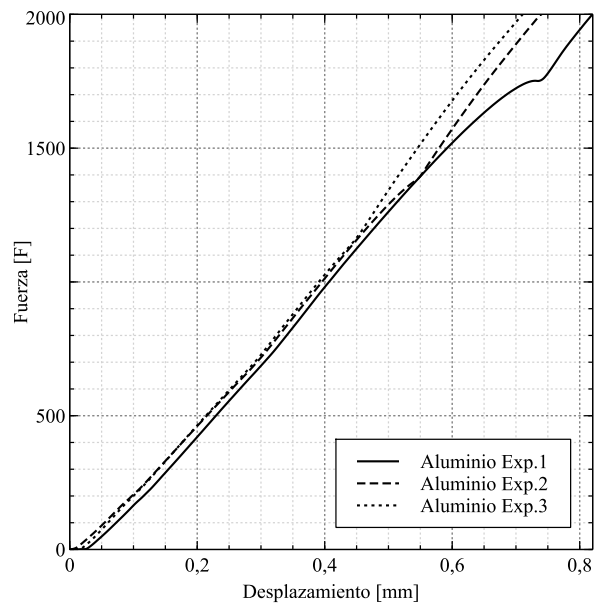
Anexo 10: Planos piezas a fabricar.



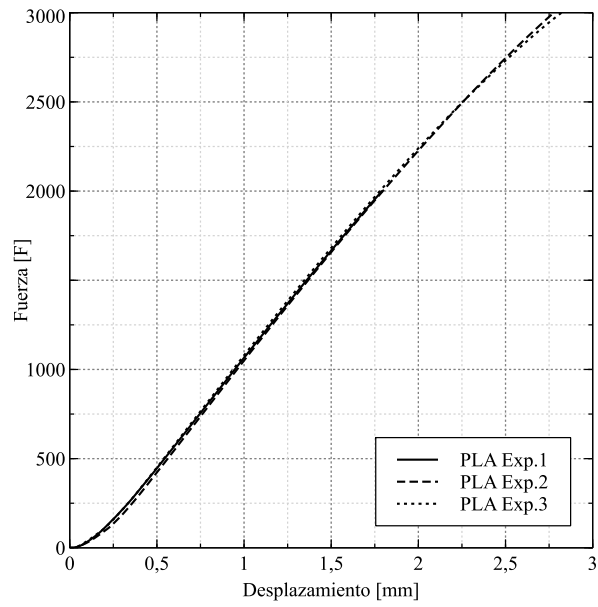
Anexo 11: Gráfica experimental fibra de carbono.



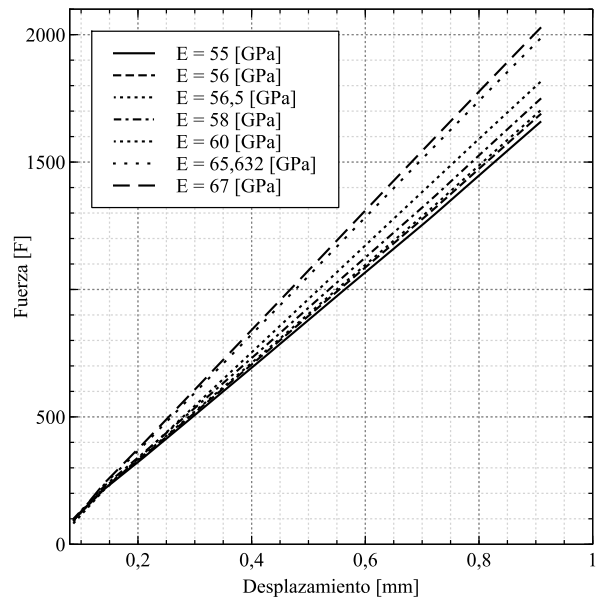
Anexo 12: Gráfica experimental aluminio.



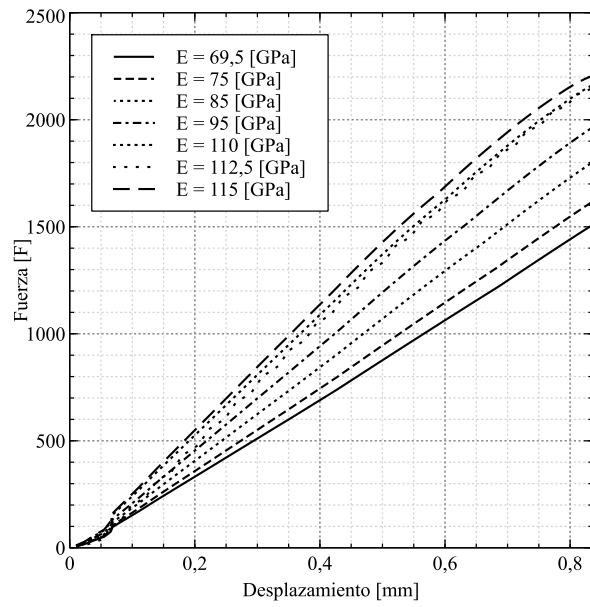
Anexo 13: Gráfica experimental PLA.



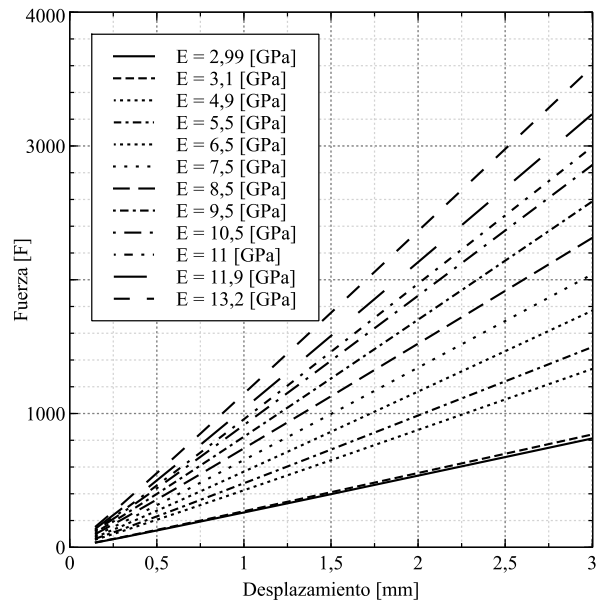
Anexo 14: Gráfico simulación fibra de carbono.



Anexo 15: Gráfico simulación aluminio.



Anexo 16: Gráfico simulación PLA.



Anexo 17: Recalculo ajustado numérico por material y geometría.

