

REPORTE FINAL DE PROYECTO DE ESPECIALIDAD TITULADO

**“Análisis estructural del armazón del ala de
un avión tipo LSA”**

QUE PARA OBTENER
LA ESPECIALIDAD TECNÓLOGO EN MECATRÓNICA

PRESENTA:
ING. EMMANUEL GUTIÉRREZ ROMERO

Tutores Académicos:

Dr. Salomón Miguel Ángel Jiménez Zapata
Dr. Carlos Amir Escalante Velázquez



QUERETARO, QRO. 31 DE AGOSTO DE 2017.



CENTRO DE INGENIERÍA Y DESARROLLO INDUSTRIAL
CENTRO DE INFORMACIÓN Y DOCUMENTACIÓN TECNOLÓGICA

AUTORIZACIÓN
PUBLICACIÓN EN FORMATO ELECTRÓNICO DE TESIS

Fecha: 9 de noviembre de 2017

El que suscribe Alumno (a)Emmanuel Gutiérrez Romero.....

CURPCVU.....

ORCID.....orcid.org/0000-0001-9055-7950

Correo electrónico (opcional)egr_911@hotmail.com.....

Egresado (a) de.....Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI).....

Autor de la Tesis titulada:

.....“ Análisis estructural del almacén del ala de un avión tipo LSA ”

Por medio del presente documento autorizo¹ en forma gratuita y permanente a que la Tesis arriba citada sea divulgada y reproducida para publicarla mediante almacenamiento electrónico que permita el acceso al público a leerla y conocerla visualmente, así como a comunicarla públicamente en Página Web.

La única contraprestación que condiciona la presente autorización es la del reconocimiento del nombre del autor en la publicación que se haga de la misma.

Atentamente

Emmanuel Gutiérrez Romero

Nombre y firma del tesista

¹ Ley Federal de Derechos de Autor

Para obtener tu ORCID regístrate en: <https://orcid.org/register>

RESUMEN

El análisis de elemento finito representa uno de los principales campos de aplicación de la ingeniería para el desarrollo y diseño de elementos estructurales en el sector aeronáutico. Es importante utilizar herramientas de análisis de elemento finito para determinar características importantes de diseño sobre elementos estructurales, por ejemplo, la resistencia de dichos elementos bajo cargas aerodinámicas.

El desarrollo y objetivo de este proyecto está encaminado a la realización del análisis de elemento finito para la viga principal del ala de avión de categoría LSA y así determinar si la viga resiste bajo condiciones aerodinámicas de arrastre y sustentación. La aplicación de cargas aerodinámicas es directamente a la viga, por lo que se desprecia la torsión que existe al trasladar las cargas de la piel del ala de avión a la viga.

Entonces fue necesario realizar el diseño conceptual de la viga que pertenece a la empresa Horizontec® la cual proporcionó todos los datos necesarios para realizar el análisis en el presente proyecto. Antes de realizar el análisis se propusieron medidas para la sección transversal de la viga, así como el material del que estuvo compuesta.

También se definieron las condiciones a la frontera y la aplicación de cargas aerodinámicas.

Para alcanzar el objetivo se realizó el análisis de sensibilidad de malla en donde se obtuvo la malla óptima para realizar el estudio y análisis de elemento finito bajo condiciones de cargas aerodinámicas de arrastre y sustentación. Se obtuvieron resultados principalmente de distribución de esfuerzos bajo el criterio de von Mises en la zona de los barrenos y también los desplazamientos principales que ocurren en la viga bajo las cargas mencionadas.

Con los resultados que se obtuvieron se pudo comprobar que la viga no resiste bajo las cargas de sustentación, ya que se excede el límite elástico del material del que está hecha.

Como herramienta de ayuda para el desarrollo del presente proyecto se utilizó el programa computacional ANSYS Workbench 17.1 módulo Static Structural, de licencia académica disponible en CIDESI.

ÍNDICE GENERAL

RESUMEN	iii
JUSTIFICACIÓN.....	1
OBJETIVO	3
1. ANTECEDENTES	4
2. FUNDAMENTACIÓN	6
2.1. Fase conceptual.....	6
2.2. Fase preliminar	6
2.3 Fase de diseño a detalle	7
2.4 Aeronaves categoría LSA	7
2.4.1 Principales usos de aeronaves categoría LSA.....	9
2.4.2 Características de diseño para aeronaves categoría LSA.....	9
2.4.3 Normas internacionales.....	10
2.5 Perfil alar.....	10
2.6 Estructura del ala	11
2.7. Largueros o viga principal	14
2.8. Forma de la sección transversal del larguero.....	14
3. METODOLOGÍA.....	16
3.1. Descripción de la viga o larguero principal	17
3.1.1 Geometría.....	17
3.1.2 Material.....	21
3.2. Condiciones de frontera.....	23
3.3. Aplicación de carga	24
3.4. Aplicación de cargas puntuales.....	25
3.5. Software y equipo de cómputo	28
3.6. Estudio de sensibilidad de malla.....	29

4. RESULTADOS	33
4.1. Análisis de sensibilidad de malla.....	33
4.2 Distribución de esfuerzos.....	37
4.3 Relación contorno de von Mises vs desplazamiento	41
4.4. Desplazamientos	42
4.5. Elección de malla de acuerdo al análisis de sensibilidad.....	45
4.6. Resultados de análisis de esfuerzos bajo distribución de cargas aerodinámicas	46
4.6.1. Resultados con cargas de arrastre	46
4.6.1.1. Desplazamientos	47
4.6.2. Resultados con cargas de sustentación	47
4.6.2.1. Desplazamientos	48
CONCLUSIONES.....	50
RECOMENDACIONES	52
BIBLIOGRAFÍA	53

Índice de figuras

Figura 2. 1. Aeronave deportiva ligera (Light Sport Aircraft).....	7
Figura 2. 2. Aeronave Monoplano, Fuente: [5].....	8
Figura 2. 3. Nomenclatura de un perfil alar.....	11
Figura 2. 4. Estructura de ala. Fuente: [5].....	13
Figura 2. 5. Secciones transversales de largueros.....	14
Figura 3. 1. Viga principal o larguero, Fuente: Horizontec.....	17
Figura 3. 2 (a) Viga principal en vista isométrica, (b) viga principal vista frontal.....	18
Figura 3. 3. Sección transversal de viga principal.....	19
Figura 3. 4. Vista frontal de viga principal con sistema de referencia para dimensiones totales.....	19
Figura 3. 5. Secciones de la viga principal.....	21
Figura 3. 6. Colocación de pernos en la viga.....	23
Figura 3. 7. Zona de aplicación de carga sobre la viga.....	25
Figura 3. 8. Fuerzas de sustentación (F_L) aplicadas en la superficie alar inferior. Estas fuerzas actúan en el centroide de cada región.....	26
Figura 3. 9. Fuerzas de arrastre (F_D), aplicada sobre la piel del avión.....	26
Figura 3. 10. Distribución simplificada de las cargas de levantamiento y arrastre actuando sobre la viga principal.....	28
Figura 3. 11. Malla obtenida de forma automática, sin refinar y antes de limpiar el CAD de la viga principal.....	29
Figura 3. 12. Malla obtenida de forma automática, después limpiar el CAD y dividir la viga en cuatro secciones.....	31
Figura 4. 1. Malla gruesa vista desde sección 3.....	36
Figura 4. 2 Malla media, vista en sección 3.....	36

Figura 4. 3. Malla fina, vista en sección 3.	36
Figura 4. 4. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en malla gruesa.	37
Figura 4. 5. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en malla media.	37
Figura 4. 6. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en malla fina.	38
Figura 4. 7. Gráfica valor máximo de contorno de von Mises (en barreno 2) vs desplazamiento.	41
Figura 4. 8.Elemento entre barrenos, en sección dos.	42
Figura 4. 9. Diagrama Fuerza vs desplazamiento de elemento entre barrenos.	42
Figura 4. 10. Elemento en la punta de la viga, en sección cuatro.	43
Figura 4. 11. Diagrama fuerza vs desplazamiento de un elemento en la punta de la viga en la sección cuatro, bajo la carga de 5 MPa y cargas que hacen llegar al límite elástico al material de la viga. ...	44
Figura 4. 12.Gráfica de consistencia de resultados.....	45
Figura 4. 13. Distribución de esfuerzo bajo criterio de von Mises, (a) en barreno uno y (b) en barreno dos aplicando cargas de arrastre.....	46
Figura 4. 14. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises (a) en barreno uno y (b) en barreno dos, aplicando cargas de sustentación.....	48

Índice de tablas

Tabla 3. 1. Dimensiones y propiedades de viga principal.	20
Tabla 3. 2. Composición química de Aluminio 6061-T6. Fuente: [2],[10]	22
Tabla 3. 3. Propiedades Físicas y mecánicas de Aluminio 6061-T6	23
Tabla 3. 4. Coordenadas y magnitudes de las fuerzas aerodinámicas.	27
Tabla 3. 5. Fuerzas aerodinámicas reales.	27
Tabla 3. 6. Características de equipo de cómputo	29
Tabla 3. 7. Parámetros que ayudan a obtener la métrica de malla. Fuente. [8]	30
Tabla 4. 1. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en barreno uno para las mallas gruesa y fina	39
Tabla 4. 2. Matriz de distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en barreno uno para las mallas gruesa y fina	40
Tabla 4. 3. Niveles de carga para alcanzar el esfuerzo de cedencia del material de la viga, en diferentes niveles de mallado.	41
Tabla 4. 4. Desplazamiento alcanzado del elemento entre barrenos para una carga de 5 MPa, en diferentes niveles de mallado.	43
Tabla 4. 5. Desplazamiento alcanzado del elemento en la punta de la viga en sección cuatro, para cargas en el límite elástico, en diferentes niveles de mallado.	44

JUSTIFICACIÓN

La categoría de aeronaves deportivas ligeras (identificada por sus siglas como LSA en el idioma inglés) fue creada hace poco más de diez años en Estados Unidos, en donde se dieron los primeros avances en cuanto diseño, construcción y manufactura.

Aunque en México no hay algún antecedente respecto al desarrollo de aeronaves tipo LSA, si hay en otro tipo de aeronaves principalmente para uso militar, esto fue del año 1917 hasta 1924 cuando aún se fabricaban aviones serie “A”, “B”, “C”, “E”, “G” y “H” principalmente, esto se llevó a cabo en los Talleres Nacionales de Construcción Aeronáutica [13].

Recientemente han surgido proyectos de diseño y construcción de aeronaves; tal es el caso del prototipo desarrollado por la empresa Oaxaca Aerospace denominado Pegasus P-400T. Este proyecto ha sido de importancia para el país y principalmente para el sector aeronáutico, respecto a la innovación tecnológica de aviones construidos 100% en México; ya que este proyecto podría estar encaminado a operaciones militares de las Fuerzas Armadas de México principalmente [13].

Otro proyecto aeronáutico a destacar es el que se encuentra desarrollando la Subdirección General de Industria Aeronáutica Militar, de la SEDENA, denominado Azteca 1, que incluye un avión prototipo y un lote experimental de dos aviones, para el adiestramiento básico de vuelo en la Escuela Militar de Aviación [14].

En México la empresa Horizontec ha mostrado interés en el diseño de aeronaves de categoría de la categoría LSA, inicialmente incursionó en el desarrollo y fabricación de un avión de madera, aunque después la comunidad aeronáutica mostró interés en el prototipo para desarrollar aviones de forma comercial en base a fibra de carbono [15].

El impulso y apoyo que el gobierno federal ha dado a la empresa Horizontec es de gran importancia para el país, ya que al no contar con empresas que inicien el diseño y manufactura de aeronaves de esta categoría en el país, se proyecta a que sea un avance en innovación tecnológica.

En base a estos proyectos, se puede decir que hay interés reciente por parte del sector aeronáutico en México, ya que se desea generar más tecnología propia y también disminuir los niveles de compra a otros países.

La generación de tecnología y desarrollo de proyectos aeronáuticos como es el caso de Horizontec son importantes para el desarrollo aeronáutico del país ya que el avión que se fabrica puede tener uso por la Fuerza Aérea Mexicana para tareas específicas como son: guardia, adiestramiento, etc. aunque también para usuarios civiles; y que además cada vez se desea optimizar este tipo de aeronaves en cuanto a materiales utilizados para su manufactura, así como mejorar condiciones aerodinámicas como son el aumento de sustentación y disminución de arrastre.

Como se ha mencionado el proyecto de Horizontec representa un esfuerzo respecto a diseño y manufactura de aviones categoría LSA para el país, pero también para la región de Querétaro que es en donde se ubica el Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial (CIDESI) y el Centro Nacional de Tecnología Aeronáutica (CENTA), el cual está incubando el desarrollo del proyecto Horizontec en su fase actual. La alianza entre el CENTA y la empresa Horizontec ha permitido comprobar y evaluar los diseños propuestos por la empresa, respecto a las partes estructural y aerodinámica.

Como parte de tales evaluaciones en este proyecto se propuso hacer estudios de análisis estructural de ala de avión, para establecer la confiabilidad de la viga principal previo a la conducción de pruebas experimentales en componentes en escala real. Esto es importante debido a que la viga es el componente principal en la estructura del ala; y por lo tanto justifica su estudio y análisis para el desarrollo de este trabajo.

Un desarrollo de este tipo necesita de análisis confiables ya que son las exigencias mínimas de validación solicitadas por la Dirección General de Aviación Civil de la Secretaría de comunicaciones y Transportes.

Un buen desarrollo y terminación del proyecto Horizontec-CENTA seguiría colocando al estado de Querétaro en primer lugar como el principal impulsor en materia de investigación y desarrollo tecnológico en el sector aeronáutico, así como de inversión extranjera; ya que el estado se destaca especialmente por la manufactura de aeropartes.

El estado actualmente ocupa un sexto lugar en importancia a nivel nacional, debido a que exporta el 37 por ciento de lo que se exporta a nivel nacional

OBJETIVO

Utilizar simulación computacional para realizar un análisis para establecer el mérito de la estructura del ala de una aeronave tipo LSA para satisfacer los requerimientos de resistencia y confiabilidad dictados por los estándares ASTM F2245 y DGAC CO AV-27/12.

OBJETIVOS PARTICULARES

De dicho objetivo se derivan los siguientes particulares:

- Desarrollar un modelo de elementos finitos de la viga principal del ala de un avión tipo LSA en base al CAD proporcionado por la empresa Horizontec.
- Determinar si las dimensiones propuestas para la sección transversal de la viga principal del ala de un avión tipo LSA satisfacen los requerimientos de diseño con base a un aluminio T6-6061 y las cargas aerodinámicas.
- Estimar la resistencia de la viga bajo condiciones aerodinámicas de sustentación y arrastre provistas por un análisis aerodinámico sobre el ala.

ANTECEDENTES

El análisis estructural de una aeronave es una etapa fundamental en la fase de diseño de un avión ya que implica un estudio profundo de todos los elementos estructurales de componentes como son: ala, fuselaje, estabilizadores entre otros El ala es el componente más importante ya que tiene como función principal generar la mayor parte de la fuerza de levantamiento o sustentación (denotado por la letra L, por su nombre en inglés Lift) [1]. Así mismo el ala experimenta resistencia aerodinámica al avance del avión, dicha resistencia es provocada por una fuerza que sufre el avión al moverse a través del aire, la componente de esa fuerza actúa en la dirección de la velocidad relativa del cuerpo respecto del medio. Tal resistencia es siempre en sentido opuesto y paralela al de dicha velocidad. Esta fuerza se denomina arrastre (denotado por la letra D, por su nombre en inglés Drag).

El cociente de la magnitud de ambas fuerzas define la llamada eficiencia aerodinámica levantamiento/arrastre (L/D), esta representa la eficiencia del ala para producir levantamiento L respecto al arrastre D. De este modo la relación aerodinámica para el ala de un avión debe proporcionar la mayor cantidad de levantamiento con el menor arrastre posible.

En general el ala es un cuerpo aerodinámico que se forma por una estructura muy fuerte, compuesta por un [perfil aerodinámico](#) o [perfil alar](#) envolviendo a una estructura (de la que se tratará en la siguiente sección) y que es capaz de generar una diferencia de [presiones](#) entre su cara superior y su cara inferior al desplazarse por el [aire](#) lo que produce la fuerza ascendente de [levantamiento](#) que mantiene al [avión](#) en vuelo.

Por lo tanto, las fuerzas de levantamiento como la fuerza de arrastre son las principales cargas aerodinámicas que el ala debe soportar para mantenerse en sustentación. Todo esto no sería posible al no existir todo el arreglo estructural interno del ala (integrado por largueros y costillas principalmente), tal estructura está diseñada generalmente para resistir y reaccionar a las fuerzas de corte y momentos que resultan de las cargas aerodinámicas.

El levantamiento generado por el ala debe ser capaz además de soportar el peso total del avión, esto incluye carga de pago, pasajeros, sistema de propulsión y el resto de los sistemas del avión. Como se ha mencionado la gran importancia del ala es generar levantamiento; y el elemento estructural principal que brinda soporte a todas las cargas que inciden en el ala, es la viga principal o larguero.

En base a lo antes mencionado este trabajo se enfoca en el análisis estructural de la viga principal; ya que es el elemento principal de carga en el ala y tiene la función de reaccionar a las cargas de flexión y corte del ala.

El lugar idóneo para poder responder todas las cuestiones referentes al análisis estructural de la viga principal de un ala de avión fue el área de aeronáutica de CIDESI en donde el proyecto planteado y que se desarrolla en este trabajo surge en base a la necesidad de proporcionar un estudio confiable de análisis por elemento finito a la empresa *Horizontec* dedicada al diseño de aeronaves tipo LSA, el estudio básicamente consistió en analizar la viga principal del ala de avión y brindar información confiable en términos de rigidez lo cual ayudará a verificar que tanto resistirá la viga bajo las cargas impuestas.

FUNDAMENTACIÓN

Las aeronaves deportivas ligeras, mejor conocidas como LSA (Light Sport Aircraft), y cuya categoría fue creada en el año 2004 gracias a la Administración Federal de Aviación (FAA) en estrecha colaboración con la Asociación de Aviones Experimentales (EAA); así como también crearon una nueva categoría de licencia de piloto (Pilot Sport), dirigida a consumidores de vuelos recreativos, de guardia, y para actividades agrícolas [9]. Para el proceso de diseño de una aeronave existen diversas fases, de las que destacan tres principalmente, la primera es el diseño conceptual, la segunda es el diseño preliminar y la tercera es el diseño a detalle. Estas fases se describen a continuación de acuerdo al libro “General aviation aircraft design” de *Snorri Gudmundsson* [1].

2.1. Fase conceptual

En esta primera fase de diseño, se identifica la misión de la aeronave, la configuración, la forma externa de la aeronave, así como el peso total del ala principalmente.

2.2. Fase preliminar

En esta fase se detalla el análisis de la misión, se calcula el peso estimado de los componentes principales como son: ala, estabilizador horizontal, estabilizador vertical, fuselaje, etc.; así como el dimensionamiento de los mismos. Además, se evalúa la eficiencia de los componentes y su integración para formar a la aeronave mediante cuatro estudios principales, estos son: el estudio aerodinámico, el estructural, el de propulsión, así como los de estabilidad y control. Generalmente, estos estudios se desarrollan por medio de simulaciones computacionales y/o cálculos analíticos.

2.3 Fase de diseño a detalle

En esta fase se desarrollan modelos a escala, con el fin de retroalimentar los resultados obtenidos. Algunas pruebas que se realizan, son: emular condiciones de vuelo y carga a escala por medio de pruebas en túneles de viento o sistemas de carga, evaluar la capacidad de potencia de los motores en bancos de prueba, y controlar actuadores y superficies aerodinámicas mediante simuladores.

Es de gran importancia tener conocimiento a detalle de cada una de las fases a implementar en el diseño de una aeronave. El presente trabajo, el cual está situado dentro del marco de la fase preliminar, reporta el análisis estructural realizado a la viga principal del armazón de un ala de avión tipo LSA.

2.4 Aeronaves categoría LSA

Las aeronaves deportivas ligeras (LSA), (Figura 2.1), fueron creadas para satisfacer la amplia gama de actividades aéreas (adiestramiento y recreación); así como ofrecer un campo para efectuar pruebas experimentales.



Figura 2. 1. Aeronave deportiva ligera (Light Sport Aircraft)

Fuente: [9] Dorna Aircraft

Las aeronaves comprendidas en esta categoría varían de acuerdo a su configuración. Por ejemplo, una clasificación típica es de acuerdo al tipo de ala. Esto es monoplano, biplano, triplano, canar y de ala tándem. La Figura 2.2 muestra un avión monoplano en el cual se indican los componentes principales de una aeronave: ala, fuselaje, empenaje (compuesto por estabilizador horizontal y vertical), el medio de propulsión, tren de aterrizaje.

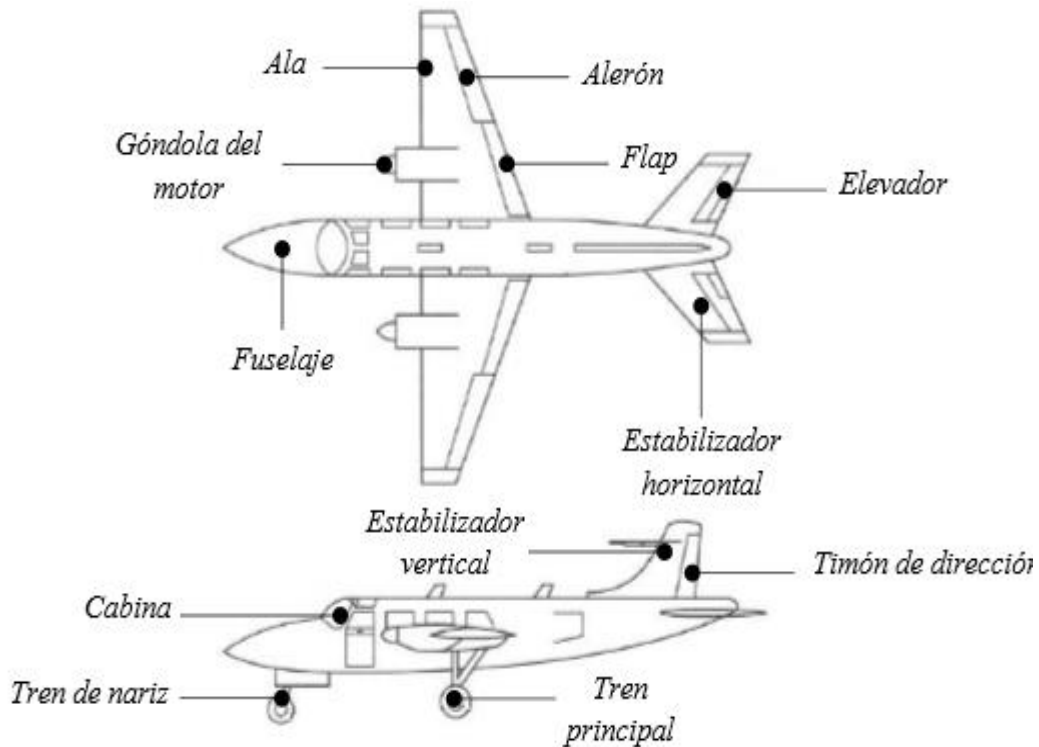


Figura 2. 2. Aeronave Monoplano, Fuente: [5]

De las partes antes mencionadas y de interés para este trabajo es el ala, ya que esta es una superficie horizontal, la cual aporta la mayor cantidad de sustentación, y además permite soportar el propio peso del avión. Se debe decir que el ala de cualquier tipo de avión posee un elemento estructural de gran importancia llamado larguero y del cual se hará mención más adelante

Articuladas al borde de salida del ala se encuentran superficies o elementos conocidos como alerones, los cuales producen un momento alrededor del eje longitudinal de la aeronave, y por consecuencia un giro, conocido como alabeo. Dependiendo de las necesidades de cada aeronave pueden ser incluidas superficies que den un incremento en la fuerza de levantamiento en el ala, conocidas como aletas o flaps.

2.4.1 Principales usos de aeronaves categoría LSA

Los principales usos aceptados para la categoría LSA, en base a su Certificado Tipo (CT), expedido por la Dirección General de Aeronáutica Civil (DGAC) en México bajo el estándar CO AV-27/12 [9], son los siguientes:

- Entrenamiento de tripulaciones.
- Vuelos panorámicos.
- Patrullaje y vigilancia.
- Arrastre/remolque de publicidad.
- Arrastre/remolque de aeronaves.

2.4.2 Características de diseño para aeronaves categoría LSA

Las características de diseño y desempeño son las siguientes:

1. El peso máximo al despegue, también conocido por sus siglas en inglés MTOW (Maximum Take-Off Weight), es igual o menor a 600 kg, (1,300 lbs.) y para operaciones sobre el agua es igual o menor a 650 kg (1,420 lbs.)
2. La velocidad máxima de despegue y la mínima de vuelo estable sin el uso de superficies hipersustentadoras es igual o menor a 83.34 km/hr (45 nudos) en configuraciones de aterrizaje, peso máximo de despegue y centro de gravedad crítico.
3. La velocidad máxima es igual o menor a 222.4 km/hr (120 nudos) en vuelo recto y nivelado.
4. Es diseñado para albergar a dos plazas, incluyendo al piloto.
5. Debe ser propulsado por un motor de pistón y hélice de paso fijo o variable, no de reacción.
6. No cuenta con cabina presurizada.
7. Debe tener un tren de aterrizaje fijo a excepción de aeronaves destinadas a operar en agua.
8. Estos aviones pueden ser generalmente de ala fija.

La característica relevante para el desarrollo de este proyecto es el peso, ya que el ala tendrá que soportar cinco veces el peso del avión por lo que el factor de carga es igual a cinco. De la misma manera las cargas aerodinámicas a las que estará sometida la viga serán multiplicadas por el mismo factor [7].

2.4.3 Normas internacionales

Las aeronaves LSA deben cumplir con normas y estándares de aceptación internacional, como se enuncia a continuación [7]:

- Estándar ASTM 2245-16ª revisión. Diseño y desempeño
- Estándar ASTM 2279 – 08. Aseguramiento de la calidad en la fabricación de una aeronave LSA de ala fija.
- Estándar ASTM 2295-06. Monitoreo de la seguridad continua operacional de una aeronave.
- Estándar ASTM 2339-06. Diseño y fabricación de motores recíprocos de ignición por compresión para aeronaves LSA.

El presente proyecto debe seguir los lineamientos del Estándar ASTM 2245-16ª , debido a que el estudio estructural que se realiza es una tarea a cumplir dentro de la fase preliminar para el diseño del ala del aeronave.

2.5 Perfil alar

El perfil alar o aerodinámico es la forma geométrica o área transversal de un elemento, que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que genere sustentación.

La elección y construcción de un perfil alar es el punto inicio en la fase de diseño conceptual para es el ala de avión, ya que a partir de tener el perfil se podrá determinar la forma total del ala y obtener características a partir de este como: curvaturas de ala, tamaño de cuerda, ángulo de ataque, etc.

Las partes principales de un perfil alar se muestran en la Figura 2.3.

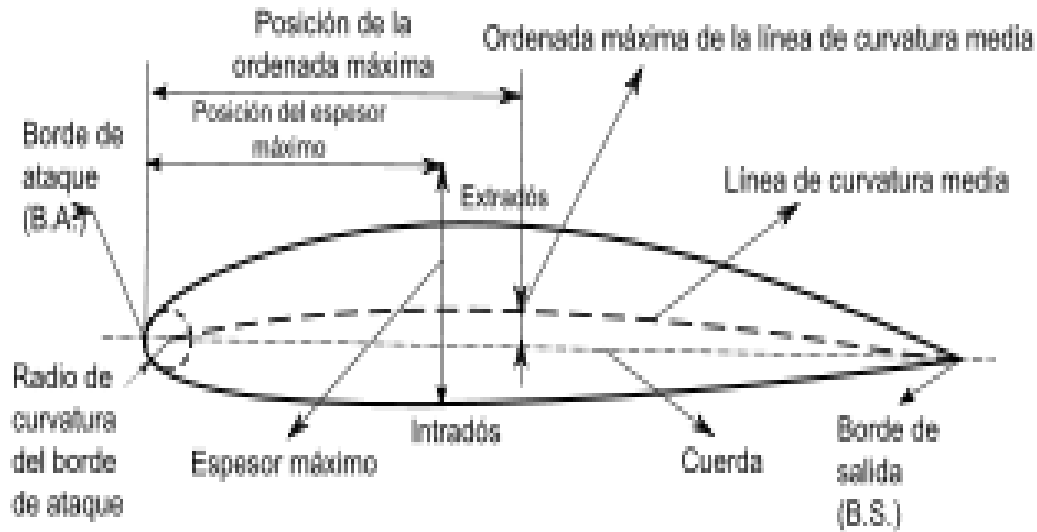


Figura 2. 3. Nomenclatura de un perfil alar.

El borde de ataque (leading Edge), es la parte delantera y primera en entrar en contacto con la corriente de aire, provocando que esta se bifurque hacia la curvatura superior (extradós) o curvatura inferior (intradós); **El borde de salida** (trailing edge), también denominado “borde de fuga”, corresponde al punto en el que las corrientes de aire provenientes del intradós y extradós confluyen y abandonan el perfil; **La cuerda** es la longitud del perfil desde el borde de ataque al borde de salida, todas las dimensiones de los perfiles se calculan en función de la cuerda; **La línea de curvatura media** es la línea media ubicada entre el extradós y el intradós, superficie exterior e inferior respectivamente; El espesor máximo es la distancia entre el extradós e intradós; **El intradós** (lower surface).- En un perfil alar de superficies corresponde a la parte inferior del mismo; **El extradós** (upper surface).- Es la curvatura superior del perfil aerodinámico.

2.6 Estructura del ala

La estructura del ala básicamente se divide en las siguientes componentes:

1. Cajón central o wing box. Ayuda al ala a mantener su perfil y transmite las fuerzas de levantamiento al resto de la aeronave. Desde un punto de vista mecánico, se considera que, si la estructura wing box es capaz de soportar las máximas condiciones operativas, entonces, el ala también. Es por ello que el diseño de aeronaves pone un especial interés en dicha

estructura, a fin de mantener un comportamiento mecánico adecuado de los componentes que la integran sin dejar de lado el salvaguardar una adecuada forma aerodinámica del ala [5].

Este componente también es llamado caja de torsión y está constituido por un larguero principal, un larguero secundario, costillas y la piel o revestimiento. El larguero principal es un elemento estructural tipo viga situado a lo largo de la parte anterior del cajón central. Su función es soportar los esfuerzos normales, y subsecuentemente esfuerzos cortantes, así como esfuerzos de torsión producidos por efectos de la flexión en el ala. Por otra parte, las costillas son elementos estructurales dan la forma al perfil y en conjunto con el larguero principal delimitan la caja de torsión o wing box. Su función es transmitir cargas desde el revestimiento a los largueros, distribuyendo las cargas cortantes a través de los tableros; son estructuras que brindan resistencia a la torsión y se distribuyen de manera perpendicular a los largueros a lo largo de la envergadura del ala [5].

Las partes que componen el cajón central o wing box se presentan en la Figura 2.4 y son la estructura resistente en general del ala.

2. El larguero secundario o larguerillo, son elementos o vigas pequeñas longitudinales que se sitúan entre costillas a lo largo de las alas; su función es transmitir la carga soportada por el recubrimiento a las costillas del ala. Evitan el pandeo local del revestimiento.
3. La piel o revestimiento consiste en dos secciones, el superior o extradós y el inferior o intradós. Su función primaria es formar una superficie impermeable que soporte la distribución de la presión aerodinámica, la cual deriva en la capacidad de sustentación de la aeronave. En conjunto con los largueros y atiesadores soporta principalmente esfuerzos normales, cortantes, y en flexión [5].

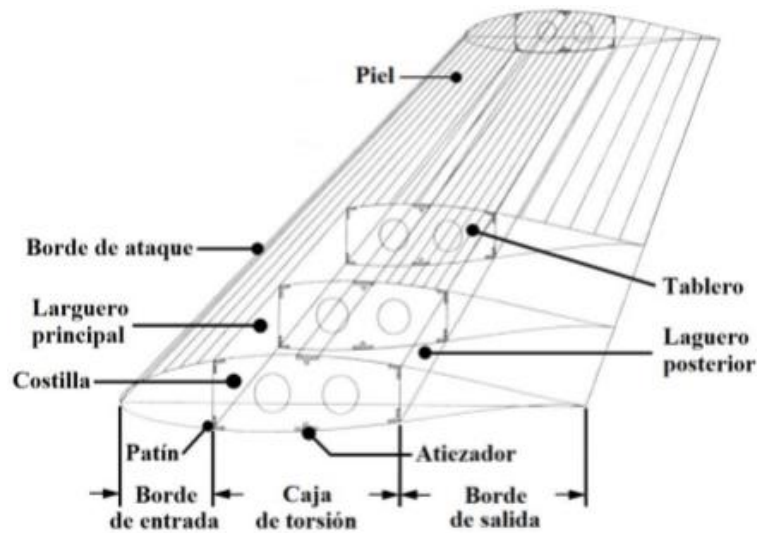


Figura 2. 4. Estructura de ala. *Fuente:* [5]

4. El atiezador mantiene fijo a la costilla y a la piel, dividiéndola en secciones angostas llamadas tableros o paneles. Es un elemento rígido el cual se encarga de resistir esfuerzos normales y de flexión.
5. Los herrajes son componentes de metal empleados para unir determinadas secciones del ala. De su cálculo depende buena parte de la resistencia estructural del ala. Resisten esfuerzos, vibraciones y de flexiones.
6. Placa o Alma: Es una placa delgada que, soportada por ángulos de refuerzo y estructura, suministra gran resistencia al corte.

De las partes anteriormente mencionadas, en este trabajo se hará el análisis estructural del larguero el cual se distingue de acuerdo a su sección transversal y se describe en la siguiente sección.

2.7. Largueros o viga principal

Las fuerzas que soporta el ala varían a lo largo de la envergadura, por lo cual los largueros pueden ser de sección variable a lo largo de ésta, con lo que se consigue disminuir el peso estructural.

2.8. Forma de la sección transversal del larguero

Depende de la forma del perfil, su altura, la resistencia exigida y el material empleado existen diversas configuraciones de secciones transversales de larguero como se presenta en la Figura 2.5. Las características de cada una se muestran a continuación:



Figura 2. 5. Secciones transversales de largueros.

Fuente: Dirección de aeronáutica civil [9]

1. Sección rectangular: Es macizo, económico y sencillo.
2. Sección I: Posee una platabanda inferior y superior unidas mediante el alma.
3. Sección canal: Soporta mejor los esfuerzos que el rectangular, sin embargo, es inestable bajo cargas de corte. Se le utiliza solo como larguero auxiliar.
4. Sección doble T: Tiene buena resistencia a la flexión y es liviano.
5. Sección I compuesta: Tiene la platabanda inferior y superior del mismo material, mientras que el alma es de diferente material y se fija a las platabandas mediante remachado.

De las secciones antes mencionadas, la sección tipo "I" tiene un amplio parecido a la viga diseñada por Horizontec en lo que se refiere a la geometría de la sección del alma, pero para el caso de estudio la sección no es de geometría constante a lo largo de la viga, tal como es en una viga de sección I, la cual tiene una sección transversal uniforme de extremo a extremo.

Con la finalidad de obtener una solución por medio de elemento finito dentro de la fase de diseño estructural del ala de avión tipo LSA desarrollado, propuesto por Horizontec, se propone llevar a cabo el análisis estructural de una viga tipo “I” pero de sección variable, para evaluar las condiciones de carga aerodinámicas que actúen sobre el ala y a su vez este tipo de cargas tendrán que ser analizadas ya que son transmitidas a la configuración de la viga principal. La importancia de este tipo de elemento estructural (viga) en la aeronave radica en que es el componente principal de la estructura del ala y deberá soportar las máximas condiciones operativas que se producen durante el vuelo de la aeronave, es decir todo el conjunto (ala) se encuentra diseñado para resistir fuerzas de levantamiento (lift), resistencia al avance (drag) y momentos aerodinámicos totales producidos sobre el ala y transmitidos directamente a la viga. Las condiciones de operación producen tanto en la superficie alar como en la viga estados de comportamiento mecánico a flexión, tensión, compresión, torsión y en corte. Se debe destacar que se propone utilizar un material convencional para el análisis de la viga, la cual es una aleación de aluminio, cuyo nombre comercial es aluminio 6061-T6. El material elegido es muy utilizado en la manufactura de partes aeronáuticas gracias a que brinda una relación alta en cuanto a resistencia/peso.

METODOLOGÍA

El desarrollo de este trabajo implica una serie de etapas que se inician con la revisión bibliográfica hasta la obtención de resultados a través de simulaciones y su análisis. Todo esto se enmarca de la siguiente manera: *El marco teórico* permitirá conocer los fundamentos de la fase preliminar en el diseño de la aeronave, de la misma manera estudia el origen y dirección de las cargas aerodinámicas que actúan sobre la estructura de un avión. También se deberá estudiar la anatomía de un ala y comprender la función de cada uno de sus componentes.

Se realiza un *concepto estructural*, a partir del modelo geométrico de la viga en base a dimensiones y material propuestos para determinar si se satisfacen las condiciones de diseño impuestas por la empresa Horizontec bajo el efecto de tales cargas; *El diseño estructural*, se debe crear una malla para realizar el análisis de elemento finito a partir del modelo CAD del ala. También se debe realizar un estudio de la sensibilidad de la solución de elemento finito al grado de refinamiento de la malla. Dentro de las actividades de diseño estructural se contempla realizar un análisis relacionado con la distribución de cargas que actúan sobre el ala para posteriormente trasladar esas cargas a la viga en base a coordenadas geométricas; Posteriormente se realiza el *Análisis de elemento finito* por medio de simulaciones computacionales para finalmente *analizar y comparar* los resultados obtenidos de las simulaciones.

Una vez que se ha llevado a cabo la revisión bibliográfica respecto al tema y se ha comprendido la información del capítulo anterior para el desarrollo del proyecto, todo esto concerniente a la etapa de marco teórico indicado dentro de la metodología antes descrita.

Ahora se da inicio a la etapa que corresponde al concepto estructural y que se describe en la siguiente sección.

3.1. Descripción de la viga o larguero principal

El análisis estructural para la viga o larguero principal es más difícil que para una viga normal prismática porque en la geometría existen curvaturas y las dimensiones de la sección transversal varían desde un extremo al otro. Además, la viga tiene dos barrenos que permiten montarla sobre dos pasadores o pernos fijos que sirven como soporte. Por supuesto, la acción de las fuerzas aerodinámicas genera una zona de concentración de esfuerzos en los barrenos. Naturalmente la viga trabaja en flexión resultando en zonas sujetas a compresión y a tensión.

3.1.1 Geometría

La empresa Horizontec facilitó el diseño de la viga la cual inicialmente es de tipo lámina. Es decir, solo se especifica la apariencia de la superficie exterior de la viga tal como se muestra en la Figura 3.1). Los valores de los parámetros que definen la geometría de la viga se omitirán para proteger el diseño de la empresa Horizontec. Sin embargo, de este punto en adelante se utilizarán variables en tipo itálica al referirse a estos parámetros. Por ejemplo, la longitud de la viga es L .

A partir de aquí nos referiremos a los barrenos como barreno uno y barreno dos. El barreno uno se encuentra cercano al extremo delgado de la viga y el barreno dos se ubica en la zona en donde inicia la parte recta de la viga después del extremo delgado y con curvatura (véase Figura 3.1) El propósito de los barrenos es permitir el uso de pernos para la sujeción del ala a la estructura del avión.

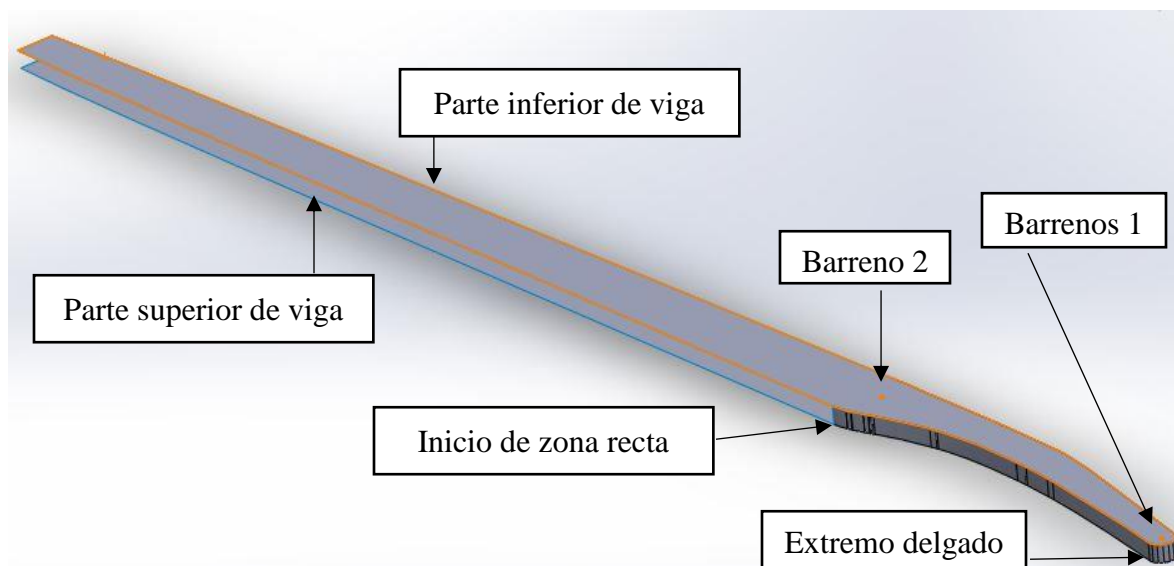


Figura 3. 1. Viga principal o larguero, *Fuente: Horizontec*

Con la apariencia exterior de la viga definida, se procedió a detallar el modelo CAD, esto consiste en incorporar características físicas tales como: Tipo de sección transversal y espesor de paredes. El largo, altura y ancho de la viga están definidos por el modelo lámina que proporcionó personal de Horizontec. La adecuación del modelo CAD se llevó a cabo en el software de diseño SOLIDWORKS versión 2015.

La geometría de la viga que finalmente se obtuvo después de detallar el modelo se muestra en vista isométrica en la Figura 3.2 (a); mientras que la Figura 3.2 (b) muestra una vista frontal. En ambas vistas se puede notar que la altura de la viga es variable a lo largo de la longitud.

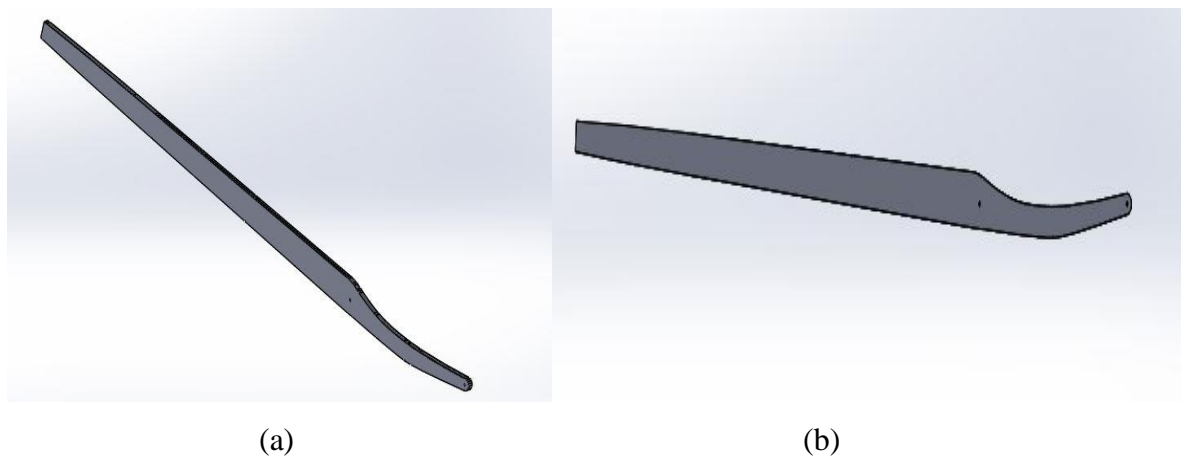


Figura 3. 2 (a) Viga principal en vista isométrica, **(b)** viga principal vista frontal.

Esta geometría tiene la modificación propuesta de considerar una viga con sección transversal en “I” y como tal tiene un alma desde el extremo delgado hasta el extremo en donde la sección transversal es visible, a lo largo del eje x del sistema de referencia. El extremo delgado es la parte curva o redonda de la viga y el extremo final es la parte visible de la sección transversal, tal como se muestra en la Figura 3.3.

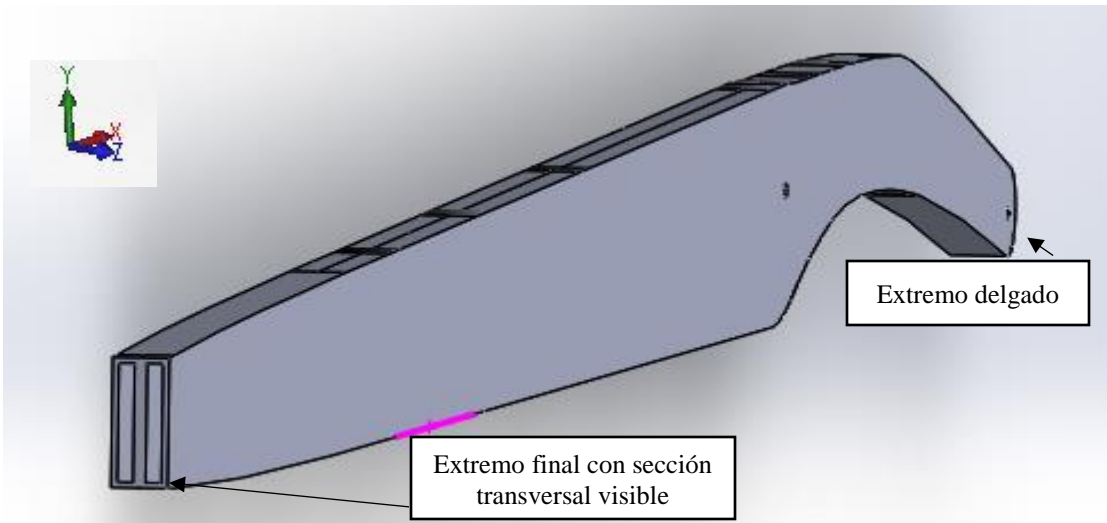


Figura 3. 3. Sección transversal de viga principal.

En general la sección transversal de la viga tiene una altura h en el eje Y, la cual es variable en toda la longitud de la viga, ancho w en el eje Z, el espesor de las paredes tw es constante a lo largo de la longitud de la viga, y de la misma manera el espesor t del alma de la viga, y X representa la longitud a lo largo de la viga de extremo a extremo.

Para hacer referencia a las dimensiones totales de la viga en los tres ejes coordenados se muestra la Figura 3.4.

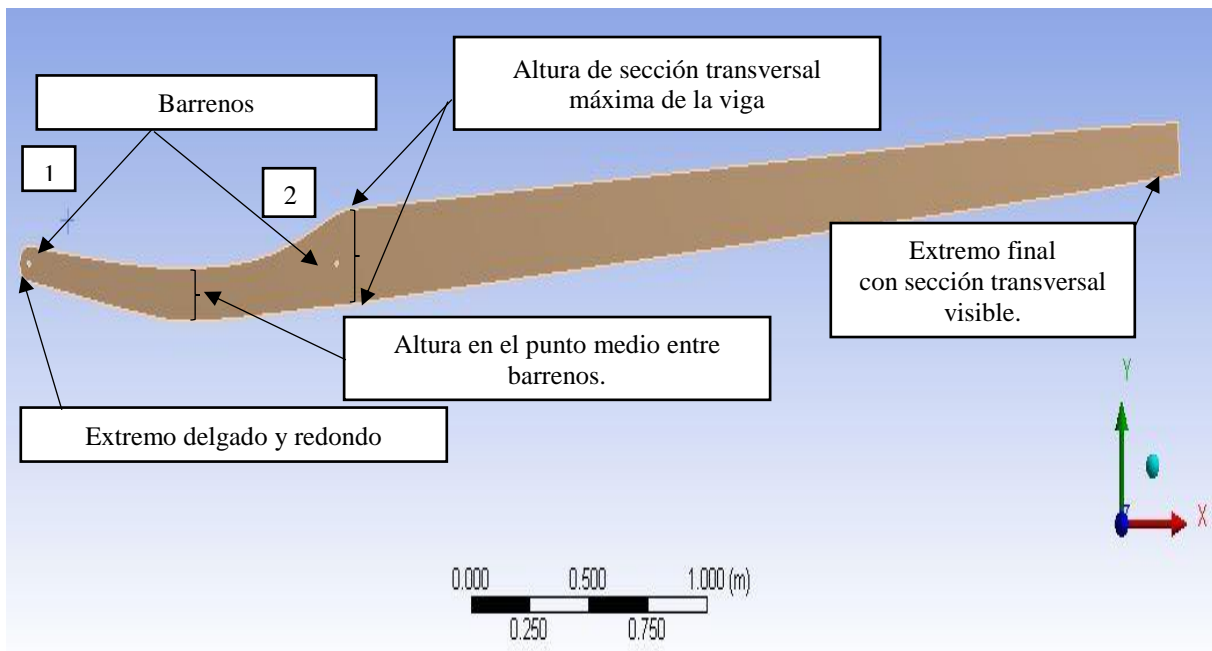


Figura 3. 4. Vista frontal de viga principal con sistema de referencia para dimensiones totales

Las dimensiones totales de la viga de la Figura 3.5 muestran en la Tabla 3.1.

LONGITUDES y SIMBOLOS	
Eje X. Longitud	L [m]
Eje Y. Longitud	v [m] Variable a lo largo de longitud de viga
Eje Z. Longitud	w [m]
PROPIEDADES	
Volumen	V [m ³]
*Masa	M [kg]

**El material empleado para la viga es aluminio T6061*

Tabla 3. 1. Dimensiones y propiedades de viga principal.

La distancia entre los centros de los barrenos es wb y cada uno tiene un diámetro de $\varphi \cong 0.01 wb$. Cabe notar que la relación $tw/wb = 0.003$ m. La altura en el punto medio entre barrenos es de aproximadamente $0.092 wb$ y la altura máxima de la viga en el eje Y tiene una longitud de $0.16 wb$, tal como se aprecia en la Figura 3.4.

Una vez definido el modelo geométrico se procedió a realizar un estudio de sensibilidad de malla. Primero, se secciona la viga en cuatro partes esto para realizar un refinamiento selectivo en las zonas de mayor interés y de esta manera también facilitar el trabajo de mallado. Esta tarea se realiza en el software ANSYS ® Workbench 17.1 en el módulo *Static Structural*. El seccionado de la viga se muestra en la Figura 3.5.

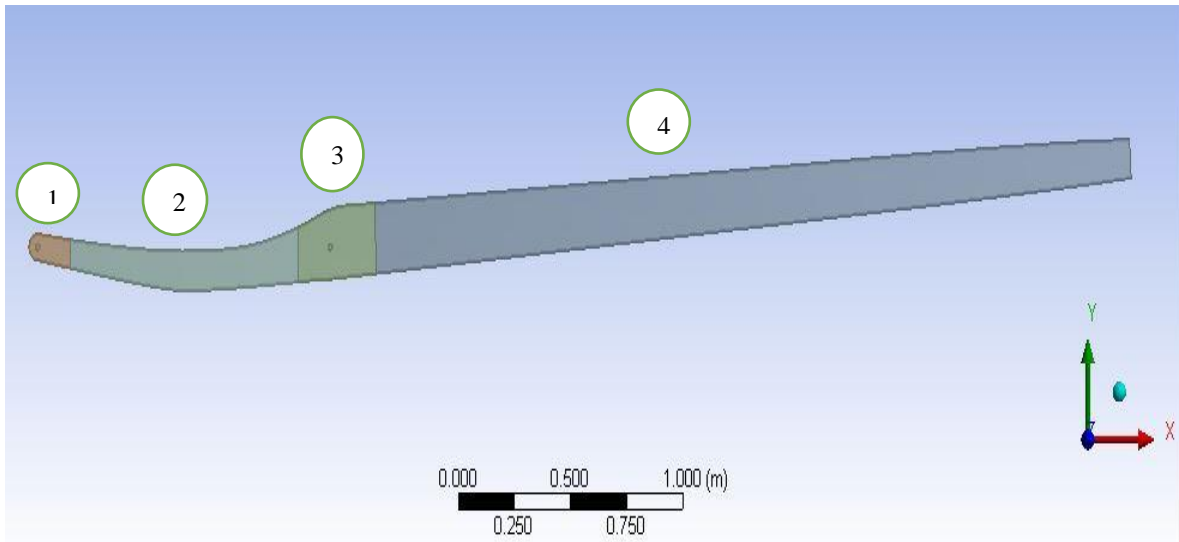


Figura 3. 5. Secciones de la viga principal.

De acuerdo a la figura se puede visualizar cuatro secciones denominadas sección uno a cuatro.

La longitud en el eje X para la sección 1 es aproximadamente $0.12 wb$, para la sección 2 es $0.77 wb$, la sección 3 es $0.26 wb$ y la sección 4 tiene longitud de 3.3963 m. La sección 4 es más larga porque es la parte que se encuentra en el interior del ala y la que soportará inicialmente las cargas aerodinámicas. Las secciones uno a tres, se encuentran en la parte inferior del fuselaje, debido a esto es la curvatura que presentan. La longitud de la sección uno se definió aproximadamente diez veces el diámetro del barreno que se encuentra en dicha sección. La longitud de la sección dos la definió la mayor curvatura de la viga intentado que dicha longitud se extendiera hasta donde se presentara un cambio significativo respecto a su sección transversal. La longitud de la sección tres está definida a partir de la segunda sección y hasta donde inicia la parte recta de la viga. La longitud de la sección cuatro se extiende en la parte recta de la viga. Las longitudes se determinaron de manera selectiva sin seguir una regla en específico; esto solo para tener seccionada la viga y las partes resultantes tuvieran formas geométricas que fueran más fáciles de mallar.

3.1.2 Material

El material a utilizar en el análisis estructural de la viga es Aluminio 6061-T6 una aleación ampliamente utilizada en aplicaciones de estructuras aeronáuticas.

Esta aleación está compuesta por 95,8 a 98,60 por ciento de aluminio, magnesio, silicio y otros elementos de acuerdo a las proporciones mostradas en la Tabla 3.2.

Elemento	Mínimo (%)	Máximo (%)
Silicio	0.4	0.8
Hierro	0	0.7
Cobre	0.15	0.4
Manganeso	0	0.15
Magnesio	0.8	1.2
Cromo	0.04	0.35
Zinc	0	0.25
Titanio	0	0.15
Otros	0	0.15

Tabla 3. 2. Composición química de Aluminio 6061-T6. Fuente: [2],[10]

El identificador T hace referencia al tratamiento térmico de templado para aleaciones de aluminio forjado. En conjunto T6 indica el estado metalúrgico del aluminio. Esto es, un tratamiento térmico de solución de precipitación, envejecido artificialmente [2].

Las propiedades físicas y mecánicas para Aluminio 6061-T6 se aprecian en la Tabla 3.3

PROPIEDADES FÍSICAS (a temperatura ambiente de 20 °C)	
Densidad (kg/m ³)	2700
Intervalo de fusión (°C)	575-650
Coefficiente de expansión térmica (10 ⁻⁶ /°C)	23.6
Conductividad térmica (0 a 100 °C)(W/m °C)	167
Resistividad eléctrica (μΩ cm)	4
Calor específico (0 a 100 °C)	940
Conductividad eléctrica %IACS	43

PROPIEDADES MECÁNICAS		
Resistencia última	Tensión (MPa)	310
	Cortante (MPa)	190
Cedencia (Fluencia)	Tensión (MPa)	275
	Cortante (MPa)	190
Módulo de Elasticidad (GPa)	69	
Módulo de rigidez o corte (GPa)	26	
Ductilidad % de elongación en 50 mm (%)	17	
Coefficiente de Poisson	0.33	
Dureza Brinell (HB)	95	

Tabla 3. 3. Propiedades Físicas y mecánicas de Aluminio 6061-T6
Fuente:[3]

3.2. Condiciones de frontera

En esta sección se describen las condiciones de frontera a las que estará sujeto el análisis estructural de la viga.

Inicialmente, la viga se monta en el fuselaje de la aeronave a través de dos pernos fijos como se muestra en la Figura 3.6.

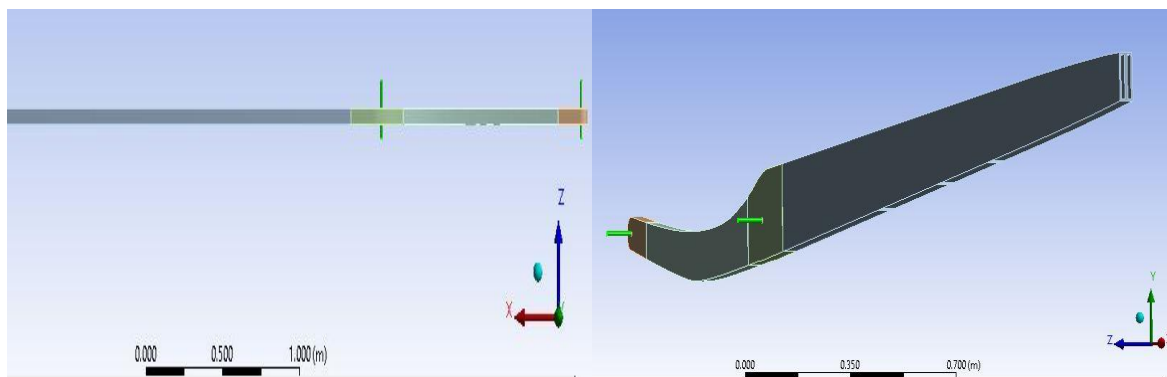


Figura 3. 6. Colocación de pernos en la viga.

Además de soportar el peso de la viga, los pernos transmiten las fuerzas aerodinámicas al fuselaje.

El contacto entre los pernos y las caras internas de cada barreno en la viga es definido para este análisis como un contacto sin fricción.

En el software ANSYS® Workbench, el tipo de contacto sin fricción es especificado por un cuerpo de contacto (las caras internas de los barrenos) y un cuerpo objetivo el cual es rígido e impenetrable (los pernos).

3.3. Aplicación de carga

Para el análisis realizado se aplicó un control de carga para calcular el desplazamiento de algunos puntos de importancia en la viga como son: el punto medio entre los dos barrenos, el extremo final de la viga en donde se encuentra la sección transversal visible; así como el desplazamiento de la sección transversal máxima mostrada en la Figura 3.4. El conocimiento de estos desplazamientos es de mucha utilidad para los diseñadores de la aeronave. Por ejemplo, el desplazamiento del extremo externo de la viga tiene implicaciones para la suavidad y control del vuelo de la aeronave. Los desplazamientos del punto medio entre barrenos y de la sección transversal máxima permitirán a los diseñadores identificar si existirá interferencia entre los componentes cuando la aeronave se encuentre en vuelo.

Inicialmente se aplicará una presión de 5 MPa sobre una sección de superficie en la parte inferior de la viga localizada a un tercio de la longitud de la sección 4 de la viga (2.41 m). La zona de aplicación de presión se muestra en la Figura 3.7. La presión aplicada actuando sobre un área de 0.0012 m² es equivalente a una fuerza de 6000 N. Esta fuerza corresponde al peso máximo de diseño para una aeronave tipo LSA [7a] incluyendo pasajeros y combustible. La dirección de aplicación de la presión es perpendicular al eje de la viga (ver Figura 3.7), esto se debe a que en condiciones reales de vuelo la viga trabaja bajo cargas aerodinámicas de sustentación que actuarían de la misma manera. Aunque de forma simplificada, la presión aplicada proporciona un primer análisis acerca del comportamiento de la viga al aplicar fuerzas distribuidas sobre el ala.

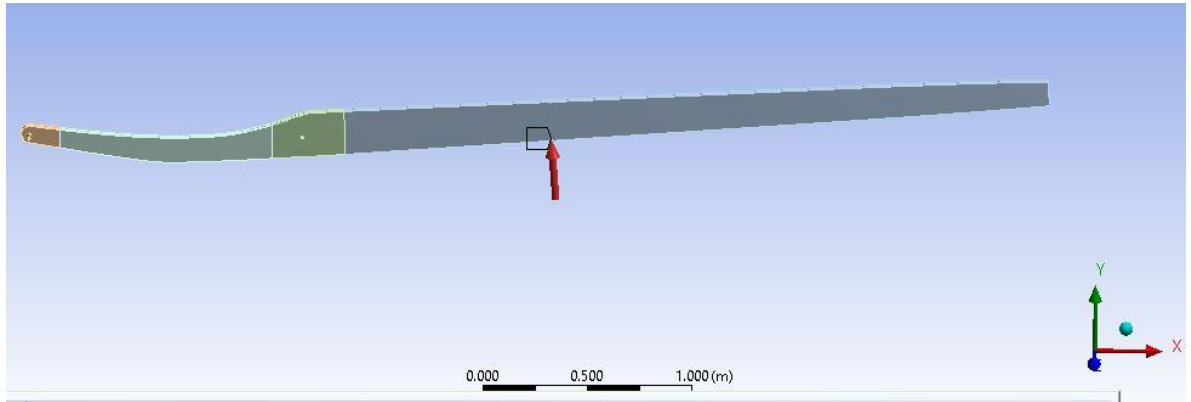


Figura 3. 7. Zona de aplicación de carga sobre la viga.

3.4. Aplicación de cargas puntuales

La aplicación de una sola carga como se describió en la sección anterior es una visión muy simplificada de la realidad. Esto es, el flujo de aire genera una distribución de presiones y esfuerzos que actúan sobre la superficie completa del ala. Dado que la geometría del ala no es prismática, las presiones no actúan de la misma forma en la raíz y en la punta del ala.

La acción de estas presiones y esfuerzos es equivalente a dos fuerzas conocidas como arrastre y levantamiento. Por otra parte, las cargas puntuales de levantamiento y arrastre se aplicaron de forma estática, es decir la acción de estas fuerzas es gradual y no produce aceleraciones de la viga.

Las magnitudes de las fuerzas de arrastre y levantamiento se obtuvieron a partir de un análisis aerodinámico computacional conducido por el Dr. Saúl Piedra González en Centro Nacional de Tecnologías aeronáuticas de CIDESI (ver Tabla 3.4).

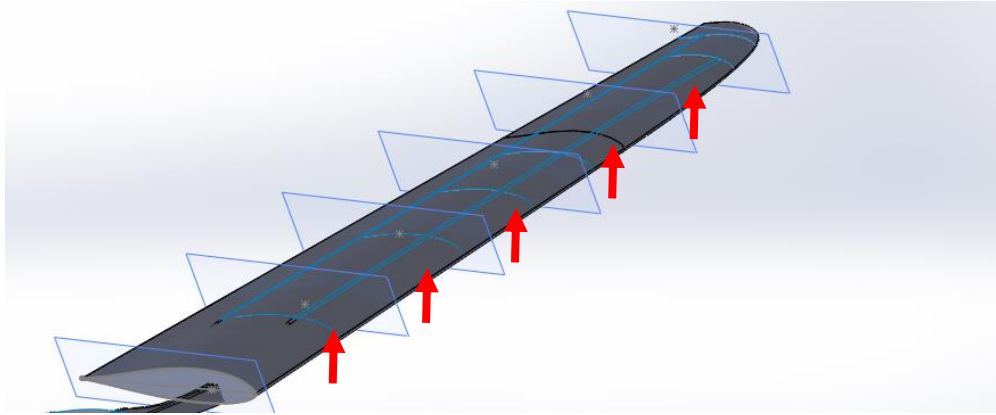


Figura 3. 8. Fuerzas de sustentación (F_L) aplicadas en la superficie alar inferior. Estas fuerzas actúan en el centroide de cada región.

Las fuerzas de arrastre (F_D) actúan paralelas a la dirección del flujo de aire, pero en sentido contrario al movimiento del ala, los puntos de aplicación de estas fuerzas se aprecian en la Figura 3.9.

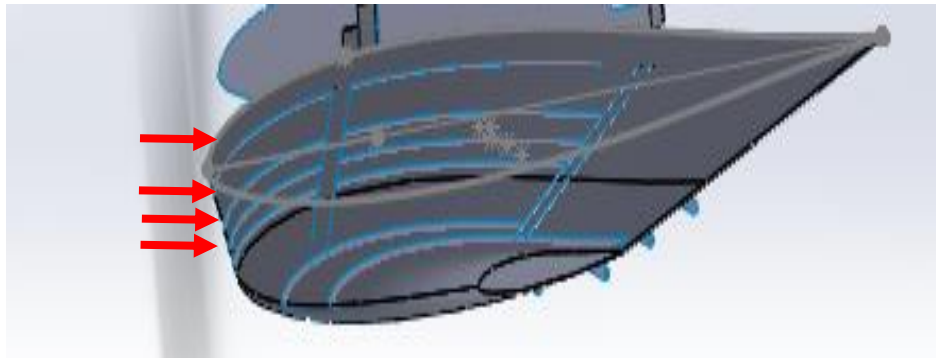


Figura 3. 9. Fuerzas de arrastre (F_D), aplicada sobre la piel del avión.

Como bien se ha mencionado los puntos de aplicación de las fuerzas aerodinámicas actúan sobre la piel del ala, pero se debe saber que la estructura interna del ala también recibe estas fuerzas en donde su distribución sobre la estructura y en especial para la viga es diferente a la manera en que actúan sobre la piel.

Al realizar el traslado de fuerzas desde el contacto con la piel hasta la estructura del ala, y en específico a la viga, se generan momentos de fuerza, torsiones y esfuerzos cortantes; sin embargo, por simplicidad en este trabajo solo se aplican fuerzas puntuales sobre la longitud de la viga.

Se consideró que la distribución de presión sobre la superficie del ala se transmite completamente sobre la viga. De esta forma se ignoró el efecto de la torsión, pero se sometió a la viga a fuerzas más elevadas de las que experimentaría.

Para localizar los puntos de acción de las fuerzas de sustentación y arrastre sobre la viga, se toma como referencia el punto C/4 sobre la cuerda del perfil alar coincidente con la raíz del ala. La cuerda raíz del perfil tiene una longitud de 1.73 m.

Las cargas aerodinámicas con sus respectivas coordenadas son especificadas en la Tabla 3.4, Note que las cargas en la Tabla 3.4 no consideran factor de carga alguno. El estándar ASTM 2245-16^a) sugiere un factor de carga de 5.

N°	Arrastre [N]	Levantamiento [N]	x [m]	Y [m]	Z [m]
1	46.8704	553.293	1.09309	0.386949	-0.0148528
2	37.8069	477.922	1.89255	0.371422	0.0475338
3	40.426	459.785	459.785	2.69183	0.356002
4	35.3841	395.447	3.4883	0.346885	0.17007

Tabla 3. 4. Coordenadas y magnitudes de las fuerzas aerodinámicas.

La localización de los puntos por medio de las coordenadas fue realizada con el software SolidWorks ®. Como se mencionó en los párrafos anteriores, cuando los puntos de aplicación de fuerzas se encuentran fuera de la viga, la fuerza se traslada directamente a la viga y se ignora el momento (torsión) asociado.

- La Tabla 3.5 muestra las magnitudes de las fuerzas de arrastre y levantamiento considerando el factor de carga de 5 recomendado por el estándar ASTM 2245-16^a [7a].

N°	Arrastre [N]	Sustentación (N)
1	234.352	2766.465 N
2	189.0345	2389.61 N
3	202.13	2298.925 N
4	176.9205	1977.385

Tabla 3. 5. Fuerzas aerodinámicas reales.

La aplicación de las fuerzas aerodinámicas en la simulación de la viga, se realizó como se indica en la Figura 3.10.

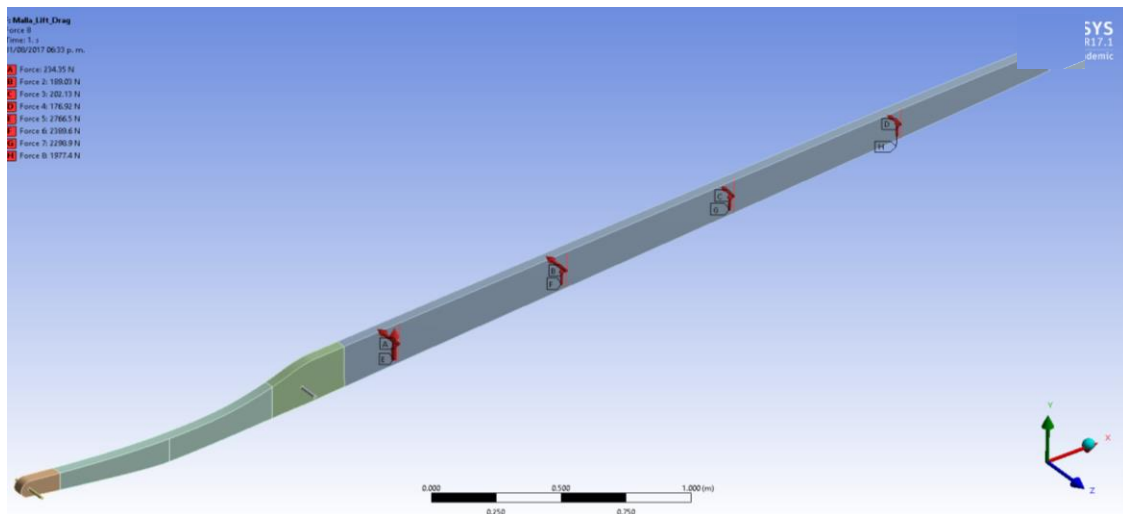


Figura 3. 10. Distribución simplificada de las cargas de levantamiento y arrastre actuando sobre la viga principal.

El estudio y análisis a realizar es para un modelo de tipo elástico lineal también conocido como ley generalizada de Hooke.

Claramente, este análisis es únicamente relevante en la región linealmente elástica del diagrama esfuerzo-deformación de aluminio 6061-T6. El criterio de la máxima distorsión de también conocido como criterio de von Mises es utilizado para identificar el nivel de carga para el cual los esfuerzos en la viga igualan el esfuerzo de fluencia del material. Una vez que la viga alcanza su límite elástico, sufrirá deformaciones permanentes que afectaran negativamente la resistencia y aerodinámica del avión. El comportamiento mecánico de la viga más allá del rango elástico esta fuera del alcance de este proyecto.

3.5. Software y equipo de cómputo

El análisis estático de la carga de la viga se realizó con el paquete de elemento finito ANSYS Workbench 17.1 módulo Static Structural, de licencia académica disponible en CIDESI.

El equipo de cómputo utilizado pertenece al laboratorio de cómputo de CIDESI con las características mostradas en la Tabla 3.4.

Característica	
Modelo de PC	PC de escritorio marca ThinkStation
Sistema Operativo	Windows 8.1 Enterprise
Procesador	Intel (R) Xeon (R) CPU E5- 2609 v3 1.9 GHz
Memoria RAM	32 GB (31.9 usable)

Tabla 3. 6. Características de equipo de cómputo

3.6. Estudio de sensibilidad de malla

A manera de un primer análisis se realizó un mallado preliminar sobre el modelo CAD de la geometría de la viga, la cual tenía el espesor, altura y ancho mencionados en la sección 3.1.1 y similar a la geometría mostrada en la Figura 3.3. Se permitió que ANSYS determinara de forma automática el algoritmo de mallado.

El tiempo en la solución de elemento finito para esta malla fue de 10 minutos aproximadamente. La malla obtenida en este primer análisis se muestra en la Figura 3.11.

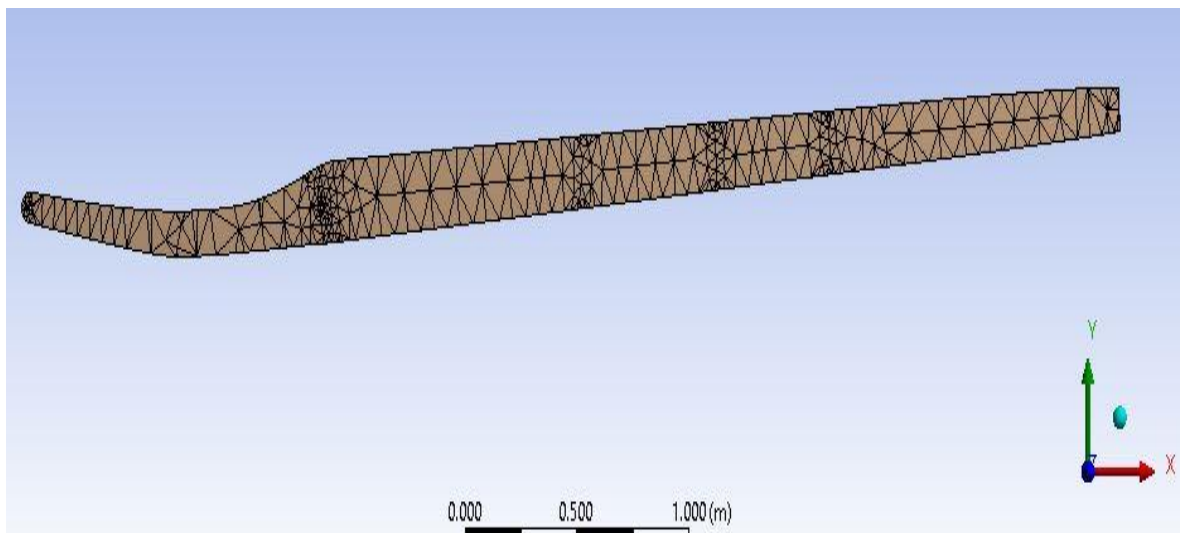


Figura 3. 11. Malla obtenida de forma automática, sin refinar y antes de limpiar el CAD de la viga principal.

Para esta malla se obtuvieron 16417 nodos y 8835 con elementos. Esta información la proporciona el software ANSYS en la sección de estadísticas de malla.

En la Tabla 3.7 se muestran los niveles de parámetros de métricas de malla, estos son criterios que proporciona ANSYS para cualquier malla y que fueron de utilidad en este trabajo para obtener una malla con un buen nivel respecto de cada parámetro.

PARÁMETRO					
Calidad del elemento (Cercano a 1)	Deficiente 0.1	Regular 0.5	Excelente 1		
Razón de aspecto	Deficiente 20	Regular 10	Excelente 1		
Oblicuidad	1 Degenerado	0.75 Malo	0.5 Suficiente	0.25 Bueno	0 Excelente
Ortogonalidad	0-0.001 Inaceptable	0.001-0.14 Malo	0.15-0.20 Aceptable	0.20-0.69 Bueno	0.7-0.95 Muy bueno

Tabla 3. 7. Parámetros que ayudan a obtener la métrica de malla. *Fuente. [8]*

Este análisis cauteloso del mallado mostrado en la Figura 3.11, reveló el problema de las métricas pobres de la malla. Esto es, elementos con ángulos agudos. Se dice que los elementos son de métricas pobres porque de acuerdo a la Tabla 3.7 y con las estadísticas de malla que ANSYS proporciona es evidente que el mallado contiene un número significativo de elementos con métricas pobres. La calidad de elementos y la razón de aspecto de la malla tiene un promedio de 0.4 y 15 respectivamente.

Después de algunos intentos por controlar la calidad de los elementos en el mallado se identificó que el modelo CAD necesitaba editarse para corregir la presencia de secciones y curvas abiertas.

Con el CAD corregido y editado se dio inicio a un mallado de grado medio, que es el que inicialmente permite ANSYS en automático. En el refinamiento interesa las zonas de los barrenos porque son zonas críticas y es en donde se espera haya una mayor concentración de esfuerzos.

Para la tarea de mallado, una parte importante que ayudó a determinar el grado de refinamiento de toda la malla fue la métrica de los elementos que la componen, dichos parámetros los proporciona el software cada vez que se refina la malla de una geometría. El rango de valores de los parámetros que determinan la métrica de un elemento se muestra en la Tabla 3.7.

Como siguiente paso y para mayor facilidad en el mallado de la geometría, se seccionó el CAD de la viga en las cuatro secciones mostradas en la Figura 3.5 para controlar de manera selectiva el refinamiento del mallado. De esta manera se permitió mallar cada sección de forma independiente de las otras.

Las secciones fueron escogidas debido a que la sección 1 y 3 (véase Figura 3.5) contienen a los barrenos, la sección 2 contiene a la zona con curvaturas y en donde se encuentra un cambio en el tamaño de la sección transversal y la sección 4 contiene a la zona recta de la viga.

La malla obtenida se muestra en la Figura 3.12, se aprecia que dominan los elementos tetraédricos para las secciones 1 y 3. Por otra parte, las secciones 2 y 4 están dominadas por elementos hexaédricos debido a que no presentan características geométricas que requieran refinamiento. Esta malla cuenta con 31253 nodos y 7324 elementos.

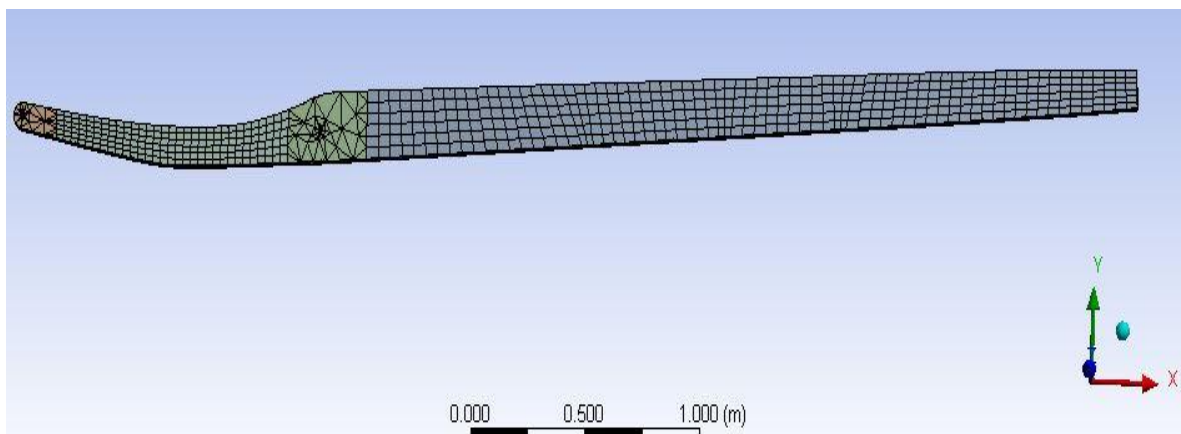


Figura 3. 12. Malla obtenida de forma automática, después limpiar el CAD y dividir la viga en cuatro secciones.

A partir de las estadísticas de mallado de ANSYS para esta malla y con referencia a los criterios de calidad de malla mostrados en la Tabla 3.7, se identificó que algunos elementos de las secciones de la viga la calidad es deficiente. La calidad de otros elementos va de regular a excelente. La mayor cantidad de elementos con calidad deficiente se encuentra cerca de los barrenos.

Con los resultados de las mallas obtenidas anteriormente surge la necesidad de llevar a cabo un estudio de sensibilidad de la solución de elemento finito al grado de refinamiento de la malla.

Esta tarea implica realizar simulaciones correspondientes a la malla de la viga, iniciando con un número o tamaño de elementos y verificar resultados. Después se modifica nuevamente el número o tamaño de elementos de la malla. Este proceso se realiza en repetidas ocasiones hasta que no se observen cambios significativos en los resultados. La importancia de realizar el análisis de sensibilidad de malla es para asegurarnos que la malla tiene la resolución suficiente para mostrar detalles de la concentración de esfuerzos alrededor de los barrenos y en la reducción de la sección transversal.

El criterio para escoger el tamaño de los elementos está basado en la detección de una longitud relevante, para este caso fue el espesor de la viga por ser menor al diámetro de los barrenos. Para esto se controla el número de elementos en el perímetro de los barrenos cuidando que el tamaño de estos elementos no sea mayor al espesor de la viga.

Es importante mencionar que tener una malla fina implica un tiempo de cómputo considerable en comparación con una malla menos fina, al final la diferencia entre ambos resultados puede ser aceptable y por consiguiente se puede elegir la malla con un refinamiento menor la cual demanda menor tiempo de solución computacional.

Para el inicio de estudio de sensibilidad al grado de refinamiento se inició con la malla mostrada en la Figura 3.12. Se debe decir que para dicho estudio se crearon tres mallas que se diferencian de acuerdo al grado de refinamiento. En este trabajo a las mallas que se generaron en función de su refinamiento se les denominará a partir de ahora: malla gruesa, media y fina.

Los resultados del estudio de sensibilidad de malla se muestran en la siguiente sección.

RESULTADOS

4.1. Análisis de sensibilidad de malla.

En esta sección se muestran los resultados del estudio de sensibilidad de solución de elemento finito al grado de refinamiento de las tres mallas obtenidas (fina, media y gruesa). También se explica cómo se construyó cada malla en base al tipo, cantidad y tamaño de elementos. Se establecen comparaciones de los resultados obtenidos en cada malla para los siguientes aspectos: distribución esfuerzos bajo el criterio de von Mises, gráficas de fuerza-desplazamiento correspondientes a un elemento en la vecindad del punto medio entre los barrenos, y un elemento en la punta de la viga en la sección cuatro. La diferencia en las zonas de concentración mayor de esfuerzo y el nivel de carga en el que se inicia la fluencia del aluminio se utilizaron para monitorear la dependencia de la solución al grado de refinamiento del mallado. Para el estudio de sensibilidad de malla se consideró una carga de 5 MPa aplicada como se muestra en la Figura 3.7.

La licencia académica de ANSYS impone un límite en el número de nodos y elementos que se pueden utilizar en un análisis. El número máximo de nodos es 255000 con un número de 120000 elementos.

Se debe mencionar que para cada figura de las mallas que se muestran a continuación los refinamientos se realizaron en las zonas críticas como son los barrenos ya que en estas zonas ocurren los esfuerzos máximos. Para las tres mallas analizadas, los contornos de nivel que representan al criterio de von Mises muestran que el estado de esfuerzos en la zona comprendida entre los barrenos no alcanza niveles que comprometan la integridad mecánica de la viga. De la misma manera en la sección cuatro de la viga, los esfuerzo que se generan son menores que los esfuerzos generados en los barrenos, de esta manera no se compromete la integridad mecánica de la viga. La forma de los elementos de las mallas que se presentan difiere en las secciones de

la geometría de la viga donde para la sección 1 y 3 (véase Figura 3.12) dominan elementos tetraédricos mientras que la sección 2 y 4 dominan elementos de forma hexaédrica.

La malla gruesa fue una referencia para hallar un mallado óptimo en cuanto a número de nodos y elementos necesarios para describir de forma adecuada las distribuciones de esfuerzo y desplazamientos de la viga. La malla gruesa tiene 41032 nodos y 11296 elementos (Figura 4.1). El control de tamaño de elementos se inició en el perímetro de los barrenos en función del espesor de la viga. La cantidad de elementos que existen en el perímetro de los barrenos es de 20, esto se determinó después de realizar diversas pruebas con esta cantidad de elementos, en donde los resultados de criterio de von Mises, desplazamientos entre los dos barrenos y en la punta de la viga principalmente, no presentaron cambios significativos. Por lo tanto, la longitud de cada elemento en el perímetro de los barrenos es de 0.635 mm.

El tamaño de los elementos de esta malla para las secciones uno y tres es de 0.025 m. Los elementos de las secciones dos y cuatro tienen una longitud de 0.048 m; estos tamaños son la mitad de la longitud de los elementos que inicialmente propone ANSYS para el mallado automático. El tamaño de elementos en la parte interna de los barrenos tiene el mismo tamaño que las secciones a las que corresponde su ubicación, de 0.025 m.

En la métrica de los elementos para esta malla en base a las estadísticas de mallado se contó con una calidad máxima 0.82 y promedio de 0.62.

Para la malla media (Figura 4.2) se tienen 20 elementos en el perímetro de los barrenos debido a que el tamaño de los elementos en los barrenos está en función del espesor de la viga, por lo que estos elementos no deberán ser de longitud mayor a dicho espesor. Para esta malla se generaron 93222 nodos y 36530 elementos.

La longitud de los elementos en cada sección de la viga es 50% menor a la longitud de los elementos de la malla gruesa. Esto se definió así para tener un mejor control teniendo una medida de referencia; ya que dicha medida fue la que inicialmente propone ANSYS en el mallado automático.

Para las secciones 1 y 3 el tamaño de los elementos es de 0.01 m, para la sección 2 y 4 la longitud del tamaño de los elementos es de 0.024 m.

En la métrica de los elementos para esta malla en base a las estadísticas de mallado se contó con una calidad máxima 0.85 y promedio de 0.72.

En la malla con nivel fino de refinamiento (Figura 4.3) se generaron 209663 nodos y 95162 elementos.

La longitud de los elementos de la malla fina en la sección 2 y 4 de la viga es 50% menor a la longitud de los elementos de la malla media. En tanto para la sección 1 y 3 el tamaño es similar a la malla media.

Para las secciones 1 y 3 el tamaño de los elementos es de 0.01 m, para las secciones 2 y 4 la longitud del tamaño de los elementos es de 0.012 m.

Como se ha mencionado el tamaño de elementos en la sección 1 y 3 es similar a la malla media, esto para aplicar la herramientas de mallado de ANSYS denominada “esfera de influencia” la cual ayudará a tener una mejor resolución en las zonas críticas debido a que se discretiza la zona con elementos de menor tamaño cuya longitud es 50 % menor a los elementos del resto de la sección y la cual es de 0.005 m, con un radio de expansión de 0.03 m, esto para tener la zonas críticas cubiertas (barreno uno y dos) por este tamaño de elementos y en donde se prevé que existe el máximo esfuerzo.

En la métrica de los elementos para esta malla en base a las estadísticas de mallado se contó con una calidad máxima 0.9 y promedio de 0.80.

Con el objetivo de visualizar las tres mallas con nivel de refinamiento diferente, a continuación, se muestran las figuras correspondientes a la malla gruesa, media y fina.

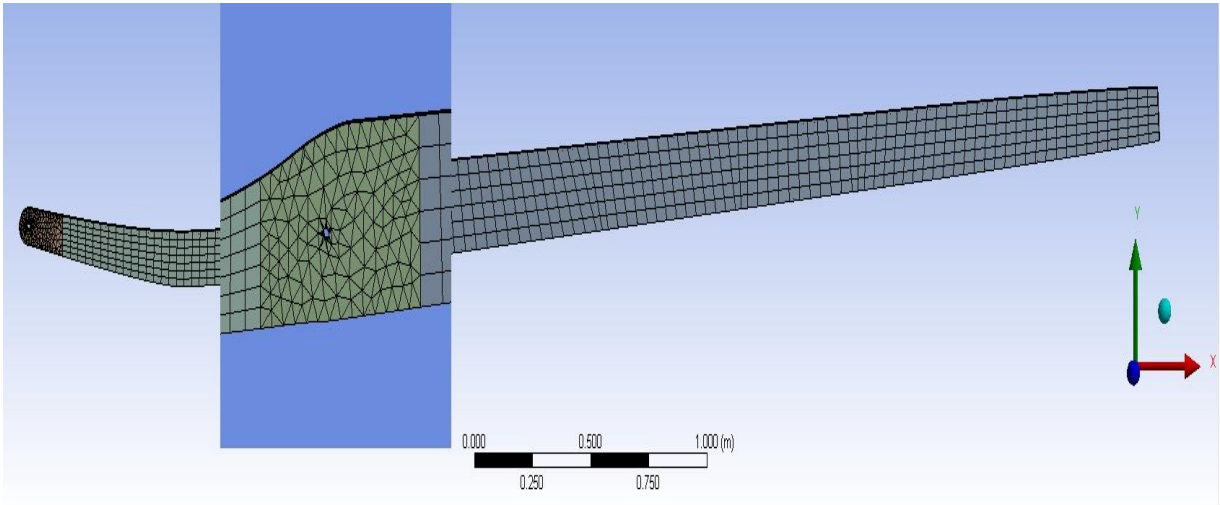


Figura 4. 1. Malla gruesa vista desde sección 3.

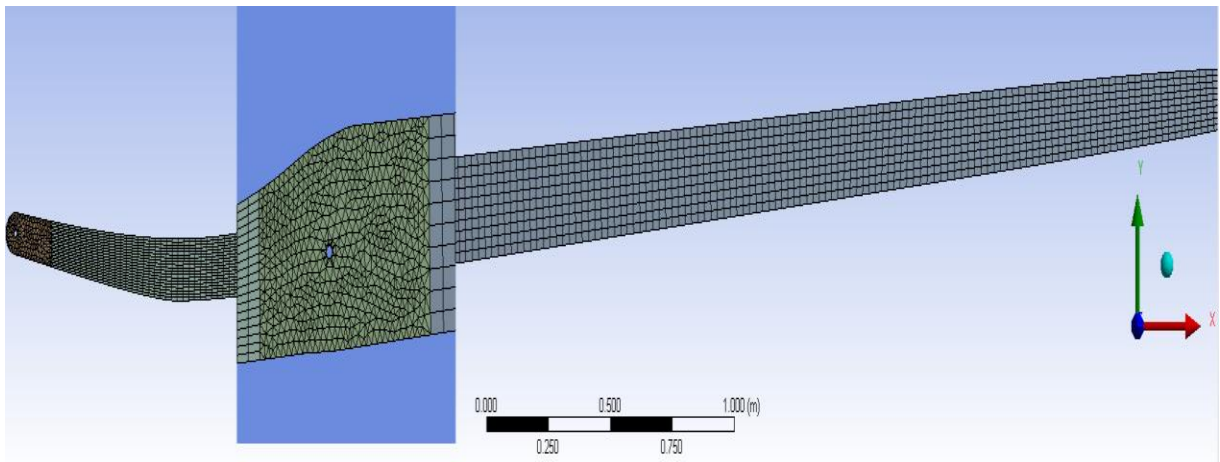


Figura 4. 2 Malla media, vista en sección 3

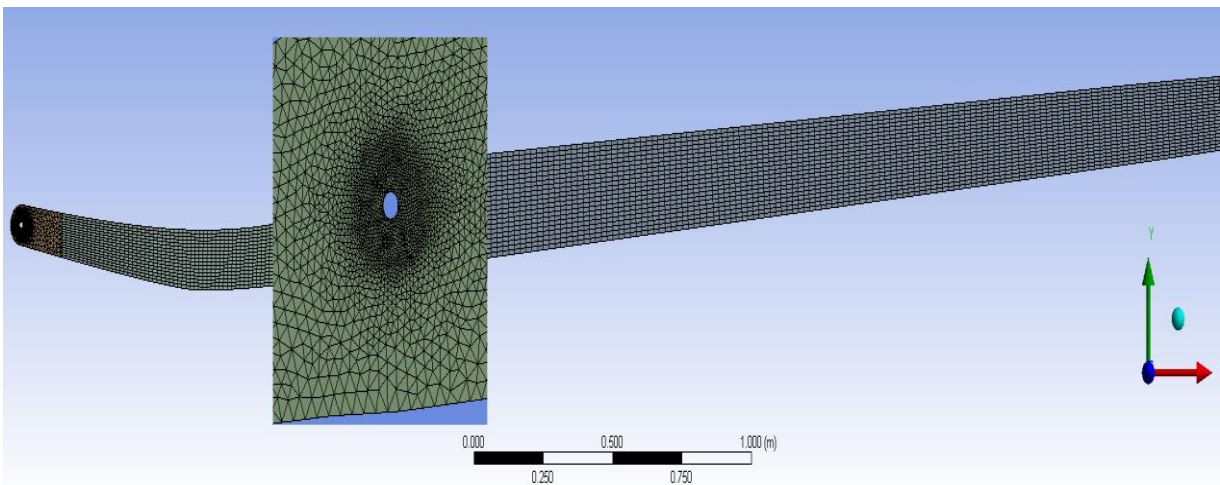


Figura 4. 3. Malla fina, vista en sección 3.

4.2 Distribución de esfuerzos

En esta sección se presentan los contornos de nivel correspondientes al criterio de von Mises resultantes de la aplicación de una carga de 5 MPa.

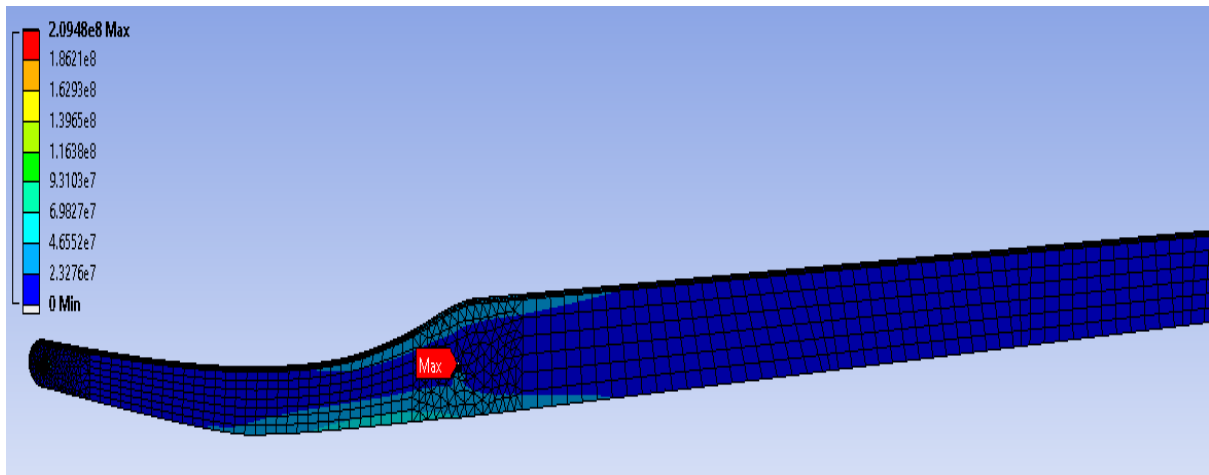


Figura 4. 4. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en malla gruesa.

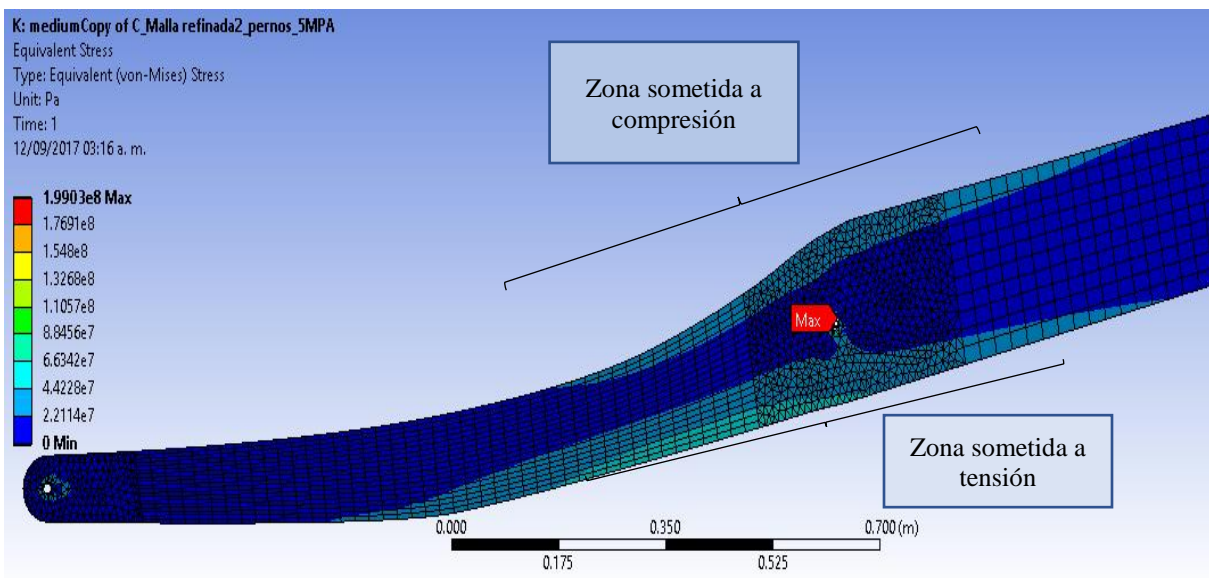


Figura 4. 5. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en malla media.

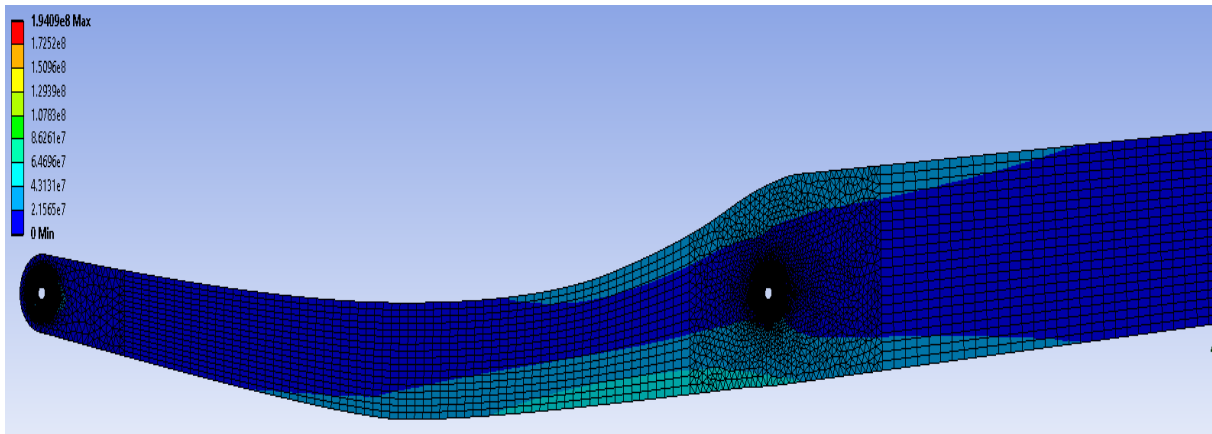
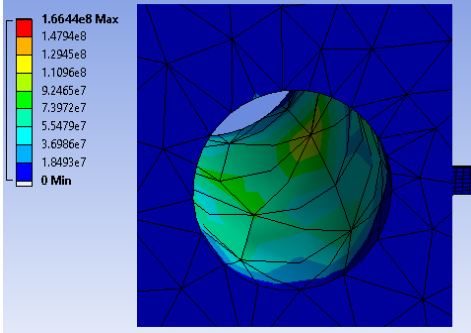
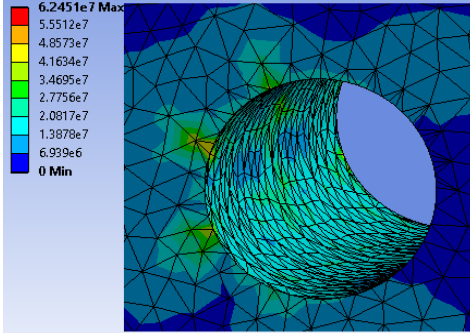
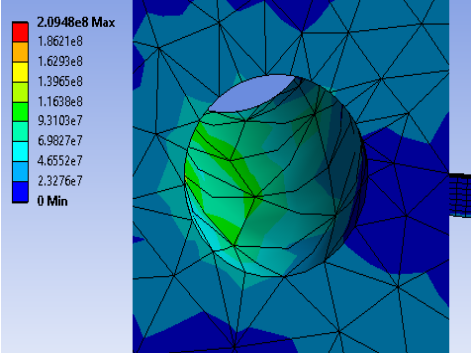
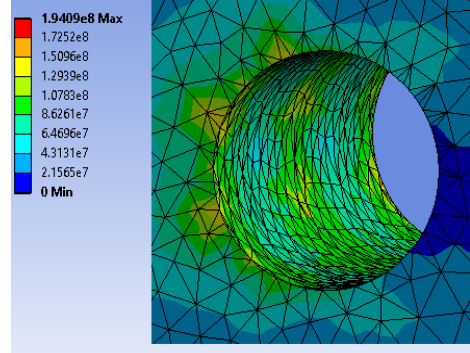
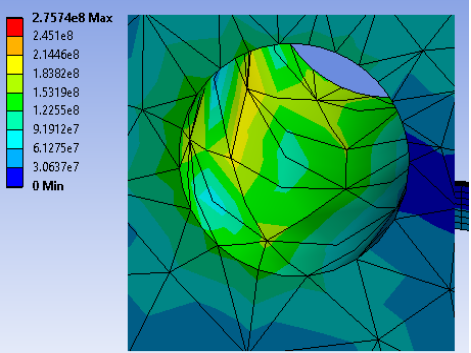
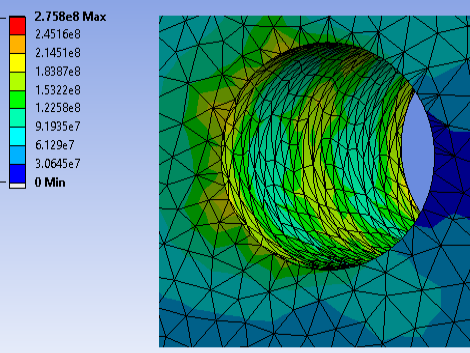


Figura 4. 6. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en malla fina.

Las Figuras 4.4 a 4.6 muestran los contornos del criterio de von Mises para las tres mallas. Para todas las mallas, estas figuras muestran que los niveles más altos en los contornos de von Mises de la viga se encuentran localizados en la vecindad inmediata al barreno dos. La región de influencia de la concentración de esfuerzos alrededor del barreno 2 se extiende aproximadamente a ocho diámetros del centro del barreno.

Para comparar la distribución de esfuerzos específicamente en la zona interior y vecindad de los barrenos uno y dos se realizó dos matrices. En las matrices se tomó en cuenta la malla gruesa y la malla fina porque entre ambas se puede apreciar una mayor diferencia en la distribución de esfuerzos bajo el criterio de cedencia.

La matriz uno se muestra en la Tabla 4.1 la cual contiene la distribución de esfuerzos para el barreno uno bajo dos niveles de carga y bajo la carga que hace llegar al límite elástico a la viga.

Barreno 1	Malla gruesa	Malla fina
Nivel de carga	Distribución de von Mises para barreno uno	Distribución de von Mises para barreno dos
Carga 1 (1MPa)	a) 	b) 
Carga 2 (5MPa)	c) 	d) 
Carga en limite elástico de la viga *M1: 10.2 MPa *M2: 77.8 Mpa	e) 	f) 

*M1=Malla gruesa, *M2=Malla fina

Tabla 4. 1. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en barreno uno para las mallas gruesa y fina.

Claramente se aprecia en la matriz de la Tabla 4.1 para el barreno uno los resultados tienen mayor resolución en la malla fina debido a la cantidad de elementos utilizados. Los contornos del criterio de von Mises muestran que bajo las cargas aplicadas los niveles de esfuerzo no exceden el límite elástico, tanto en la malla gruesa como en la fina.

En la Tabla 4.2 se muestra la matriz que contiene la distribución de esfuerzos para el barreno dos, bajo los mismos niveles de carga que la matriz mostrada anteriormente para el barreno uno.

Barreno 2	Malla gruesa	Malla fina
Nivel de carga	Distribución de von Mises para barreno uno	Distribución de von Mises para barreno dos
Carga 1 (1MPa)	<p>a)</p>	<p>b)</p>
Carga 2 (5MPa)	<p>c)</p>	<p>d)</p>
Carga en limite elástico de la viga *M1: 10.2 MPa *M2: 7.78 Mpa	<p>e)</p>	<p>f)</p>

*M1=Malla gruesa, *M2=Malla fina

Tabla 4. 2.Matriz de distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises en barreno uno para las mallas gruesa y fina.

La distribución de esfuerzos bajo las cargas aplicadas de 10.2 MPa y 7.78MPa exceden el límite elástico en la malla gruesa (M1) y malla fina (M2) respectivamente, tal como se muestra en la Tabla 4.2 (figura e y figura f).

4.3 Relación contorno de von Mises vs desplazamiento

En la Figura 4.7 se establece la relación contorno de von Mises vs carga, en donde se identifica el nivel de carga aplicada para que la viga alcance el esfuerzo de cedencia.

El esfuerzo de cedencia se alcanza primero en el interior del barreno dos, tal como se indicó en la Tabla 4.2

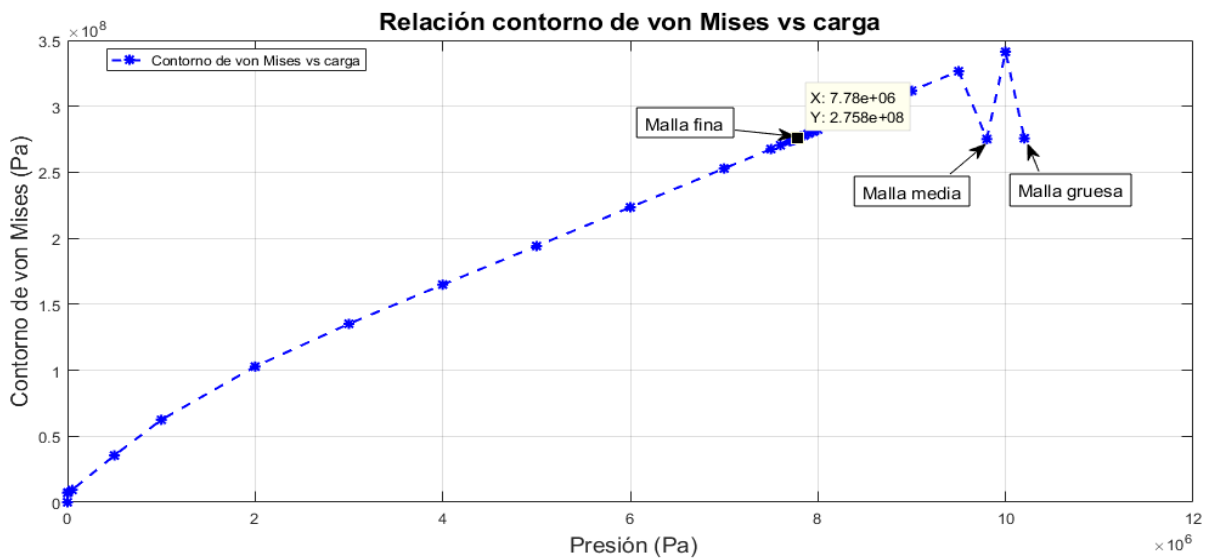


Figura 4. 7. Gráfica valor máximo de contorno de von Mises (en barreno 2) vs desplazamiento.

De acuerdo a la Figura 4.7, la viga alcanza el esfuerzo de cedencia bajo la aplicación de diferentes cargas de acuerdo al nivel de mallado. Esto se muestra en la Tabla 4.3.

Nivel de mallado	Carga (MPa)	Esfuerzo de cedencia
Malla gruesa	10.2	275 MPa
Malla media	9.8	
Malla fina	7.78	

Tabla 4. 3. Niveles de carga para alcanzar el esfuerzo de cedencia del material de la viga, en diferentes niveles de mallado.

4.4. Desplazamientos

En este trabajo se analizaron los desplazamientos en dos zonas importantes, una de ellas es la zona entre los barrenos en la sección dos. Esta zona es importante porque es la zona con mayor curvatura y con la sección transversal más pequeña de la viga.

Para analizar el desplazamiento de esta zona se eligió un elemento a partir de la malla gruesa, tal como se muestra en la Figura 4.8.

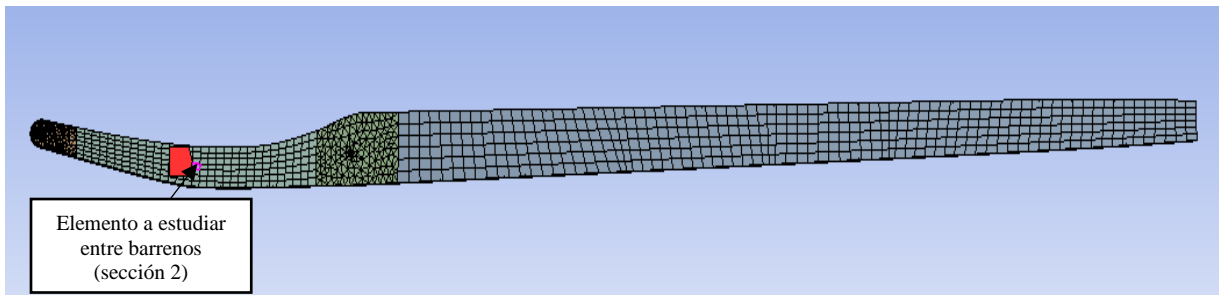


Figura 4. 8.Elemento entre barrenos, en sección dos.

Bajo la carga aplicada de 5 MPa el componente más largo de desplazamiento de toda la viga ocurrió en el eje Y (paralelo a la línea de acción de la carga o levantamiento), por lo que se toma en consideración para realizar el diagrama fuerza-desplazamiento del elemento entre los barrenos, tal como se muestra en la Figura 4.9.

El desplazamiento también se determinó para el mismo elemento en la malla media y malla fina.

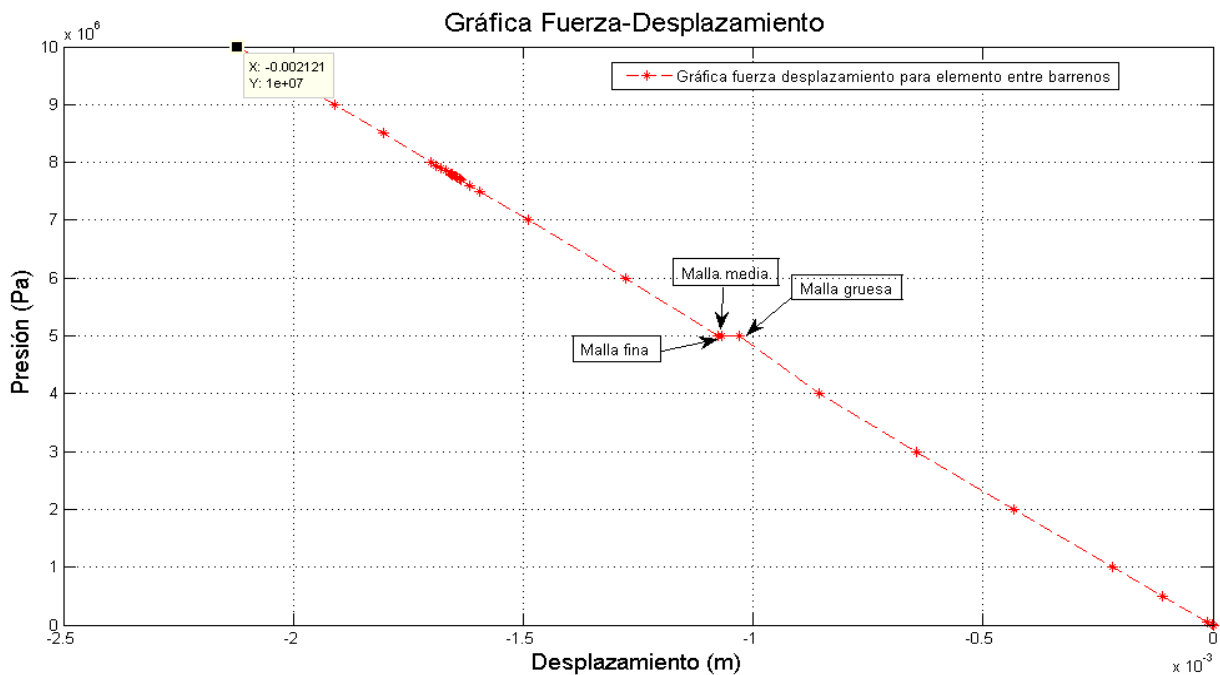


Figura 4. 9. Diagrama Fuerza vs desplazamiento de elemento entre barrenos.

El desplazamiento del elemento entre los barrenos para los tres tipos de mallas bajo la carga de 5 MPa se muestra en la Tabla 4.4.

Nivel de mallado	Desplazamiento (m)	Nivel de carga en límite elástico.
Malla gruesa	-0.00103	5 MPa
Malla media	-0.00107	
Malla fina	-0.00108	

Tabla 4. 4. Desplazamiento alcanzado del elemento entre barrenos para una carga de 5 MPa, en diferentes niveles de mallado.

La otra zona importante es el extremo final de la viga en donde se muestra la sección transversal visible, en la sección cuatro. Para analizar el desplazamiento de esta zona se eligió un elemento a partir de la malla gruesa, tal como se muestra en la Figura 4.10.

El desplazamiento también se determinó para el mismo elemento en la malla media y malla fina.

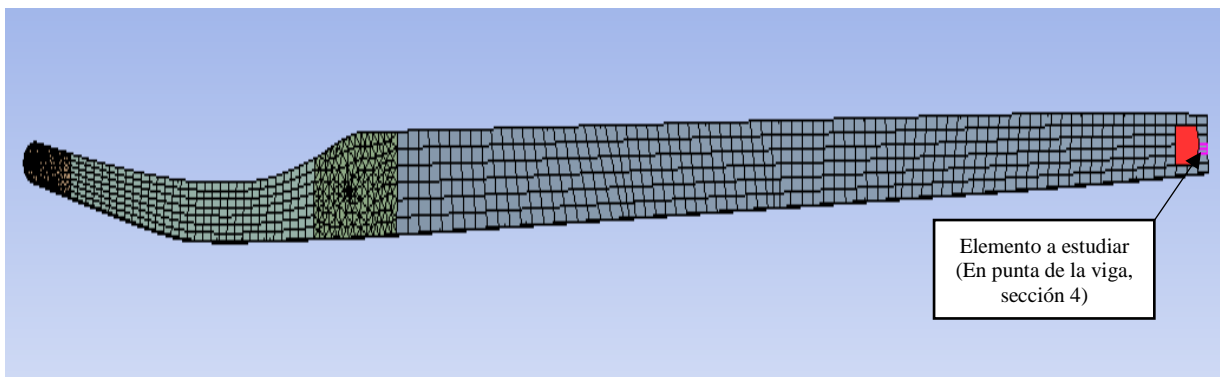


Figura 4. 10. Elemento en la punta de la viga, en sección cuatro.

Es importante el estudio de un elemento en el extremo de la viga porque el componente más largo de desplazamiento de toda la viga ocurrió en el eje Y (paralelo a la línea de acción de la carga o levantamiento), y específicamente en la punta de la viga de la sección cuatro.

Esto se toma en consideración para realizar el diagrama fuerza-desplazamiento de un elemento en la punta de la viga, tal como se muestra en la Figura 4.11.

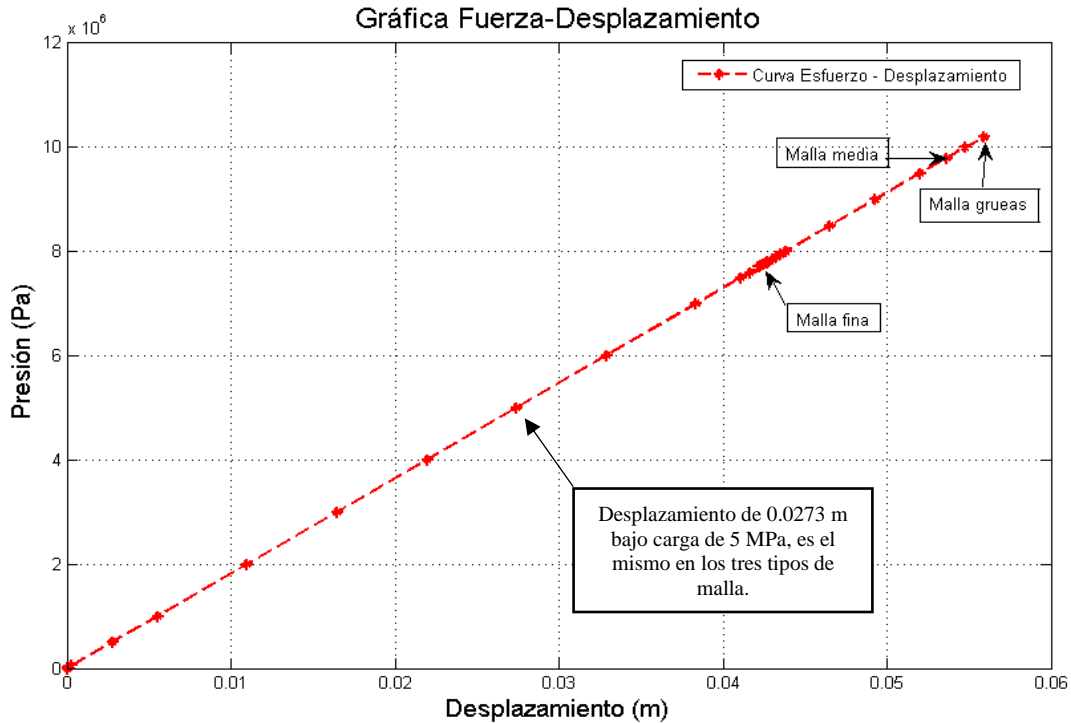


Figura 4. 11. Diagrama fuerza vs desplazamiento de un elemento en la punta de la viga en la sección cuatro, bajo la carga de 5 MPa y cargas que hacen llegar al límite elástico al material de la viga.

El desplazamiento bajo la carga de 5 MPa para los tres tipos de malla, es de 0.0273 m, tal como se muestra en la Figura 4.11.

También se muestran los desplazamientos mostrados para cada una de las mallas y son correspondientes a la fuerza aplicada que hace llegar al límite elástico a la viga. Los desplazamientos debido a la carga aplicada se muestran en la Tabla 4.5.

Nivel de mallado	Carga en límite elástico (MPa)	Desplazamiento (m)
Malla gruesa	10.2	0.0554
Malla media	9.8	0.0536
Malla fina	7.78	0.0425

Tabla 4. 5. Desplazamiento alcanzado del elemento en la punta de la viga en sección cuatro, para cargas en el límite elástico, en diferentes niveles de mallado.

4.5. Elección de malla de acuerdo al análisis de sensibilidad

Previo el análisis de sensibilidad de malla se obtuvo una malla muy gruesa que fue la que ANSYS construyó automáticamente (véase Figura 3.12) y en la cual se utilizó como referencia. Para la elección de la malla se tomó en cuenta que los resultados no variaran significativamente y además fueran consistentes.

La diferencia relativa de resultados significativos como es el esfuerzo bajo el criterio de von Mises es aproximadamente el 5% entre cada malla y en cuanto desplazamiento es aproximadamente el 3%. En base a esto la variable para elegir la malla es el esfuerzo bajo el criterio de von Mises y también el número de elementos como se aprecia en la gráfica de la Figura 4.12.

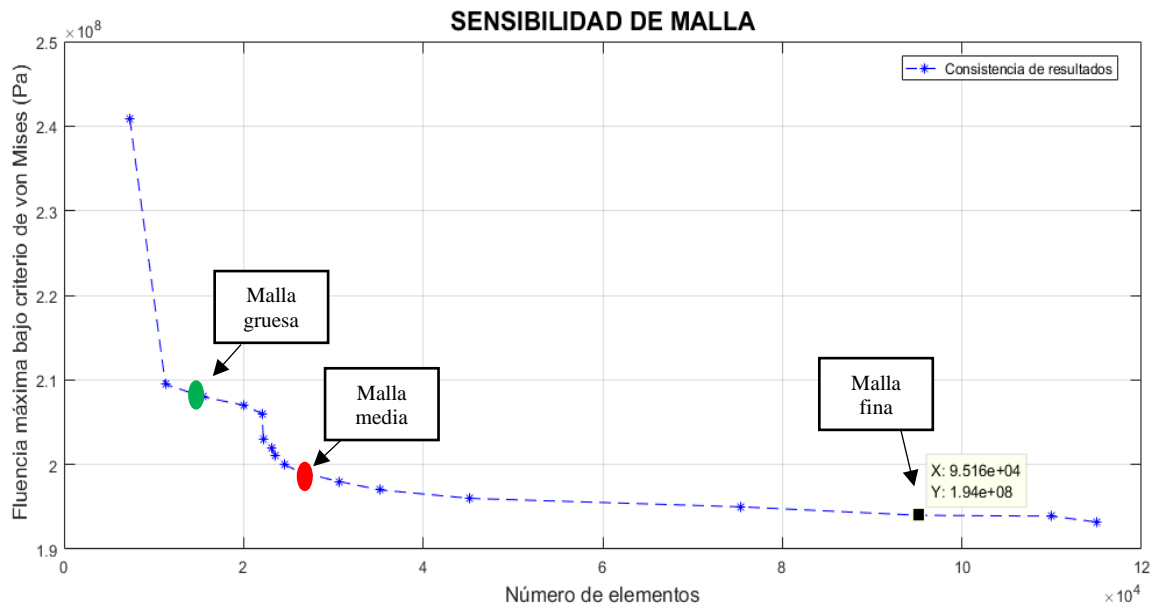


Figura 4. 12. Gráfica de consistencia de resultados.

A partir de la Figura 4.12 se observa que a partir del refinamiento en la malla media los resultados muestran variaciones poco significativas.

De la gráfica, el punto verde y rojo indican la relación esfuerzo bajo el criterio de von Mises y número de elementos de malla, obtenidos bajo la carga de 5 MPa para la malla gruesa y media respectivamente.

El punto negro de la gráfica indica la zona en la que se encuentra la malla fina con 95162 elementos y 194.09 MPa bajo la misma carga.

En base a lo antes mencionado, la malla a utilizar para mostrar los resultados del análisis de la viga bajo cargas aerodinámicas, es la malla fina (véase Figura 4.3), porque en ella se puede apreciar mejor los resultados debido a los esfuerzos en zonas de mayor interés como son los barrenos y además esto implica un tiempo computacional razonable en la solución de elemento finito, de aproximadamente máximo 10 minutos.

4.6. Resultados de análisis de esfuerzos bajo distribución de cargas aerodinámicas

En esta sección se presentan resultados del análisis de elemento finito para la viga principal del ala de avión categoría LSA, en donde se ha utilizado malla fina.

Primero se mostrarán los resultados obtenidos bajo la acción de cargas de arrastre y después se muestra resultados del análisis bajo cargas de sustentación.

4.6.1. Resultados con cargas de arrastre

Los resultados obtenidos para el barreno uno, mediante la aplicación de cargas de arrastre se muestran en la Figura 4.13(a), que corresponden al criterio de von Mises para identificar la cedencia en el barreno. Como se puede observar, el nivel de esfuerzo mostrado por el criterio de von Mises no iguala o excede el esfuerzo de cedencia con la aplicación de cargas de arrastre para este barreno, por lo tanto, no comprometen la integridad mecánica de la viga.

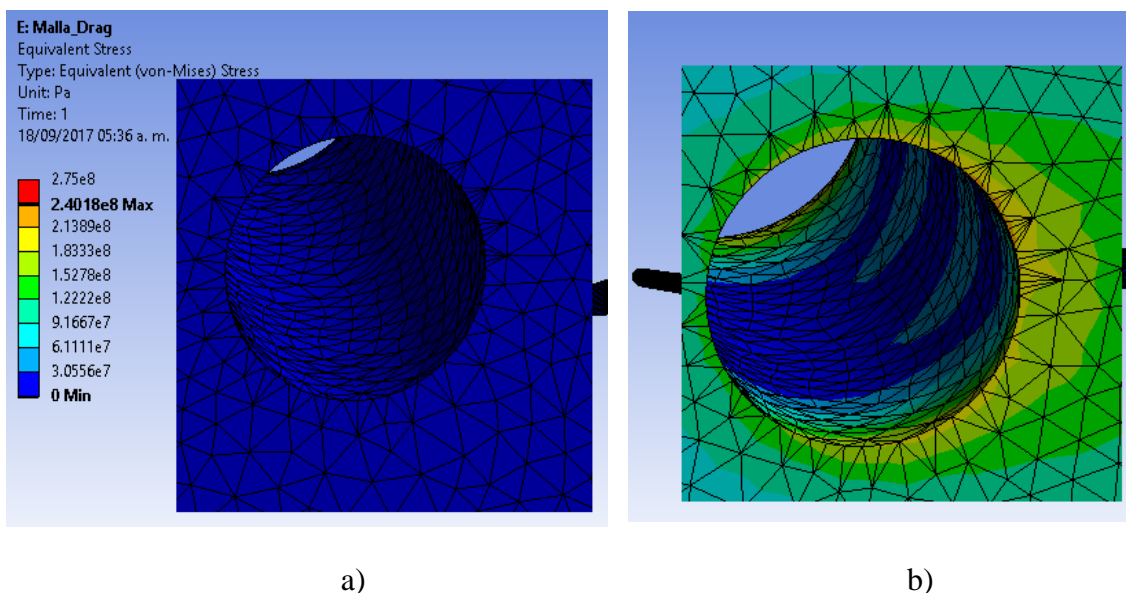


Figura 4. 13. Distribución de esfuerzo bajo criterio de von Mises, (a) en barreno uno y (b) en barreno dos aplicando cargas de arrastre.

La mayor concentración de esfuerzos se genera en el área circundante del barreno dos desde la vista anterior hasta la posterior de la viga, así como en la cara interna del barreno, Figura. 4.13 (b). El esfuerzo máximo generado es de 240 MPa mostrado en color amarillo, esto indica que el nivel máximo de esfuerzos esta por abajo del esfuerzo de fluencia σ_Y .

Se puede decir que en general con este tipo de cargas no se compromete la integridad mecánica de la viga.

4.6.1.1. Desplazamientos

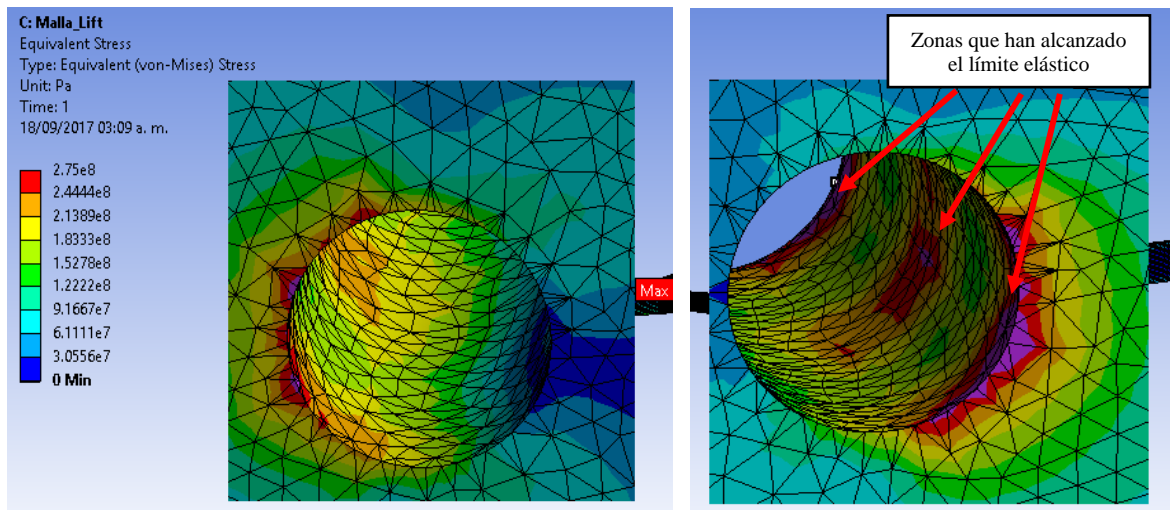
Para las cargas de arrastre los desplazamientos de interés se generan en dirección paralela a los pernos, teniendo como máximo desplazamiento 0.0004 m, generado en las secciones uno, dos y tres de la viga

En la sección cuatro se tiene un desplazamiento máximo en la punta de la viga de -0.069 m; y también en dirección paralela a los pernos.

4.6.2. Resultados con cargas de sustentación

La distribución de esfuerzos indicado por el criterio de cedencia de von Mises ocurre con menor intensidad en el barreno uno, ya que como se muestra en la Figura 4.14(a) existen zonas en color rojo sobre la circunferencia del barreno uno, lo cual indica que esa zona se encuentra cerca de alcanzar el límite de fluencia del material.

Para el barreno uno, la concentración de esfuerzos se genera en la zona opuesta a la generada para el barreno 2, tal como se indica en la Figura 4.14 (a). La concentración de esfuerzos máximos en el barreno uno es menos intensa que en el barreno dos.



a) b)
Figura 4. 14. Distribución de esfuerzos bajo criterio de von Mises (a) en barrenillo uno y (b) en barrenillo dos, aplicando cargas de sustentación.

En el barrenillo dos la distribución de esfuerzos máximos indicado por el criterio de cedencia de von Mises es más intensa que en el barrenillo uno, con un valor máximo de 361 MPa; tal como se muestra en color magenta de la Figura 4.14 (b). Esta zona de esfuerzo se propaga a lo largo de la cara interior del barrenillo, hasta la vista posterior de la viga. En la zona intermedia de la viga exactamente en el interior del barrenillo dos, los esfuerzos también han pasado el límite de fluencia del material ya que se muestra una zona mínima en color magenta.

La mayor parte del cuerpo de la viga (sección dos y cuatro) se encuentra en color azul indicando una zona de esfuerzos bajos en el orden de 30.5 MPa a 61.1 MPa. La zona que trabaja a compresión es la parte superior de la viga de las secciones 2 y 3 principalmente, mientras que la parte inferior de las secciones 2, 3 y 4 trabajan a tensión, de la misma manera como se ha indicado en la Figura 4.5.

4.6.2.1. Desplazamientos

El desplazamiento mayor ocurre en la punta final de la viga (sección cuatro), a lo largo del eje Y, con un total de 0.076086 m. Mientras que el desplazamiento en las secciones uno, dos y tres es de -0.0025 m en la dirección del eje Y.

El desplazamiento que ocurre a lo largo de la dirección paralela de los pernos es de 0.00015 m; debido a este desplazamiento y colocando topes en los pasadores para restringir el movimiento se espera un esfuerzo que no se ha cuantificado en este reporte. El desplazamiento máximo que se genera en el eje Y, principalmente en la parte superior de las secciones 3 y 4 es de 0.03426 m, este desplazamiento se debe considerar ya que puede generar contacto con el carenado del avión.

De acuerdo a los resultados obtenidos bajo la aplicación individual de cargas aerodinámicas tanto de sustentación y arrastre se pudo observar que tan solo con la aplicación de fuerzas de sustentación la viga excede el límite elástico.

En base a esto, la aplicación de cargas aerodinámicas de manera combinada excedería aún más el límite elástico del material de la viga, por lo que para este trabajo no se realizó ya que el análisis de elemento finito de este proyecto tiene interés solo en el que la viga trabaje dentro del límite elástico.

CONCLUSIONES

Después de haber realizado el análisis por elemento finito de la viga principal del ala de avión categoría LSA se obtiene las siguientes conclusiones.

1. La aplicación de cargas aerodinámicas de sustentación provoca principalmente que la vecindad del barreno dos, pase el límite de cedencia o fluencia del material de la viga en un 31.2%. En base a esto no se puede obtener un factor de seguridad para la viga porque el esfuerzo máximo bajo el criterio de von Mises en la viga es mucho mayor que la resistencia del aluminio. Por lo que la viga no puede soportar esfuerzos mayores que el material del que está hecha.
2. Las cargas aerodinámicas de arrastre son las que menos comprometen la integridad mecánica de la viga, aunque tienen un efecto mayor en el barreno dos, ya que este tipo de cargas hace que la viga principal tenga una concentración de esfuerzos en la vecindad del barreno dos, pero sin exceder el límite elástico; la diferencia relativa entre el límite de fluencia del material y el esfuerzo bajo el criterio de von Mises obtenido en el interior del barreno dos es de 14.8 %.
3. Una aplicación combinada de cargas de sustentación y arrastre haría que ambos barrenos tengan esfuerzos elevados, pero los esfuerzos que podrían exceder el límite de fluencia del material son lo que ocurrirían en la vecindad e interior del barreno dos principalmente. Esto hace que el material de la viga tienda a deformarse permanentemente ya que ha entrado en la zona plástica de la curva esfuerzo – deformación del material utilizado.
4. Los mayores desplazamientos en dirección paralela a los pernos, ocurren con la aplicación de cargas de arrastre, este desplazamiento es de -0.069 en el extremo de la viga de la sección cuatro y de 0.0004 m en las secciones uno, dos y tres. Esta evidencia nos permite identificar

que se generará un aumento en el nivel de esfuerzos en los pernos cuando este desplazamiento este restringido por topes.

5. La vecindad del barreno dos es insegura debido a que sobrepasa el límite elástico con las cargas aerodinámicas aplicadas en su totalidad a la viga. Por lo tanto, se puede decir que la aplicación de dichas cargas provocará que el material se deforme permanentemente en la zona del barreno dos principalmente.
6. Las dimensiones propuestas para la sección transversal de la viga principal del avión categoría LSA no son adecuadas para satisfacer los requerimientos de diseño en términos de resistencia. Esto se debe a que, para los niveles de carga analizados, la concentración de esfuerzos en la vecindad del barreno dos excede el esfuerzo de cedencia del aluminio 6061T6. Se recomienda realizar un estudio que considere el mérito estructural de vigas con espesores de pared mayores al propuesto en este reporte. Este estudio también deberá poner atención al incremento en el peso de la viga asociado con el incremento del espesor de pared.

RECOMENDACIONES

Existen varias áreas de oportunidad a tratar sobre este proyecto, las principales se enuncian a continuación:

1. Se puede obtener un diseño de la viga principal que satisfaga las condiciones de diseño en cuanto a resistencia, esto puede ser proponiendo nuevas dimensiones para la sección transversal de la viga.
2. Se debe corroborar los nuevos resultados obtenidos y los que se obtuvieron en el desarrollo de este proyecto para verificar si en realidad las dimensiones propuestas para la viga ayudarán a que resista las cargas aerodinámicas.
3. Se puede considerar otro material que sea utilizado en el sector aeronáutico y que tenga buena relación de resistencia y peso. Este puede ser un polímero reforzado con fibras de carbono.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] S. Gudmundsson, *General aviation aircraft design - applied methods and procedures*, 4th ed. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann 1, 2014.
- [2] William F. Smith, Javad Hashem, *Fundamentos de la ciencia e ingeniería de materiales*, 4th ed. Mc Graw-Hill, Mexico, 2004: p.p 401-416
- [3] J. Ferdinand P.Beer, E.Russel Johnston, *Mecánica de materiales*, Sexta edic. México, 2013.
- [4] S.P. Timoshenko and James M.Gere, *Mecánica de materiales*, 1st ed. Hispanoamericana,México 1, 1974.
- [5] V. Manuel Delgado Romero, *Diseño de un modelo representativo de estructura aeronáutica caja de torsión*, Tesis, Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Azcapotzalco, 2013.
- [6] Roskam Jam, *Air Plane Designe*, DARcorporation, 1985, illustrated Airbus. A380 The best solution for 21st century growth. [Online] Airbus, 2014. [Cited: 05 15, 2014.]
- [7] Dirección general de aeronáutica civil. Reglamento para expedición de permisos, licencias y certificados de capacidad personal técnico aeronáutico (24Junio-04), Artículo 2, numeral III.
- [7a] ASTM International, Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane, Designación F2245-16^a.
- [8] ANSYS,INC, ANSYS Structural Theory Guide,ANSYS,Inc, USA,2011.

FUENTES DE INTERNET

- [9] www.dornaaircraft.com/es/what-s-lsa-4

- [10] “Composición química de los de aluminio 6061 T-6.” [Online]. Available:
<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA6061T6>

- [11] <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a380family/>.

- [12] www.geociencias.unam.mx/~ramon/dmdef/Tema2aTEsf.pdf
'Theory of Wing Sections', I H Abbott y A E von Doenhoff, Ed Dover, 1959. ISBN 978-0486-60586-9 (Resumen de todos los estudios NACA/NASA sobre perfiles de ala)

- [13] <http://mexicoaeroespacial.com.mx/2017/05/17/el-pegasus-p-400t-un-avion-con-tecnologia-mexicana-construido-en-oaxaca/>

- [14] <http://mexicoaeroespacial.com.mx/2016/11/11/la-construccion-de-aviones-en-mexico-proyecto-azteca/>

- [15] <https://www.inadem.gob.mx/caso-de-exito-horizontec/>