



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

**ESCUELA SUPERIOR INGENIERÍA MECÁNICA Y
ELÉCTRICA UNIDAD PROFESIONAL TICOMÁN**

**DISEÑO Y CÁLCULO MECÁNICO DEL TREN DE NARIZ DE UN
UAV**

TESINA

**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO AERONÁUTICO**

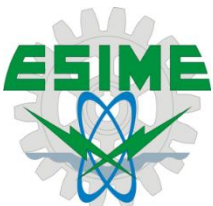
PRESENTAN

**MORGADO RODRÍGUEZ LUIS ROBERTO
ROJO MENDOZA OCTAVIO**

ASESOR

**ING. GARCÍA GONZÁLEZ ALMA ROSA
ING. JINES GUERRERO JORGE ALBERTO**

MÉXICO, D.F., JULIO 2015



ÍNDICE GENERAL

Relación de tablas	III
Relación de figuras	V
Nomenclatura	VII
Introducción	IX
Justificación	XI
Objetivo general	XII
Objetivos específicos	XII
Metodología	XII
Capítulo 1. Marco teórico	1
Capítulo 2. Diseño, modelado y simulación mediante los elementos finitos.....	9
2.1 Posición respecto al tren principal.....	10
2.2 Cargas estáticas y dinámicas.....	14
2.3 Análisis de energía.....	16
2.4 Configuración de amortiguador	17
2.5 Ecuación de Euler que describe la carga crítica aplicada en análisis de columna linealmente elástica	19
2.6 Modelado y simulación mediante elementos finitos	26
2.7 Análisis estático	29
2.8 Análisis de fatiga	34
Bibliografía	39
Apéndice A. Informe de análisis estático en SolidWorks.....	41
Apéndice B. Informe de análisis de fatiga en SolidWorks	55
Apéndice C. Planos de los elementos del tren de aterrizaje de nariz.....	63

RELACIÓN DE TABLAS

Tabla 1. 1 Comparación entre varias configuraciones de trenes de aterrizaje. (10 mejor, 1 peor). Aircraft Design: A Systems Engineering Approach.....	6
Tabla 2.1 Parámetros para el diseño del tren de aterrizaje del Sistema Aéreo No Tripulado (SANT)	15
Tabla 2.2 Datos calculados para el diseño del tren de aterrizaje del Sistema Aéreo No Tripulado (SANT)	15
Tabla 2.3 Longitudes horizontales que describen la posición del tren de aterrizaje de nariz analizado en condición crítica.....	15
Tabla 2.4 Valores utilizados en el cálculo de la deflexión del amortiguador basados en la memoria de <i>National Conference on Machines and Mechanisms</i> , reportados por khilesh Jha [2009] en el diseño de un tren de aterrizaje para un SANT.....	17
Tabla 2.5 Especificaciones técnicas del resorte elegido como amortiguador del tren de aterrizaje de nariz del SANT.	18
Tabla 2.6 Propiedades del Aluminio 6063 T-6, material elegido en la columna del tren de aterrizaje de nariz del SANT.	24

RELACIÓN DE FIGURAS

Figura 1.1 Diagrama de flujo para el diseño de un tren de aterrizaje	7
Figura 2. 1 Cotas utilizadas en el cálculo de posición del tren de nariz a partir de la posición del tren principal, posiciones de los centros de gravedad y carga aplicada.....	11
Figura 2.2 Posición de centros de gravedad respecto a la Cuerda Aerodinámica Media .	13
Figura 2.3 Posición de centros de gravedad respecto a la Cuerda Aerodinámica Media	13
Figura 2. 4 Sistema columna del tren de aterrizaje de nariz del SANT, donde P representa la carga aplicada y L la longitud de la columna.	20
Figura 2.5 Modelo del Sistema Aéreo No Tripulado en SolidWorks	27
Figura 2.6 Partes del tren de aterrizaje de nariz del SANT en SolidWorks	27
Figura 2.7 Condiciones de frontera del tren de aterrizaje de nariz del SANT en SolidWorks, (a) sujeción en las circunferencias que describen el eje de la rueda, (b) sujeción radial a lo largo de la columna y (c) carga aplicada.....	28
Figura 2.8 Análisis en SolidWorks mediante los elementos finitos del Factor de seguridad del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.	30
Figura 2.9 Análisis estático en SolidWorks mediante los elementos finitos de Tensión Nodal del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.....	31
Figura 2.10 Análisis estático en SolidWorks mediante los elementos finitos del Desplazamiento del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.....	32
Figura 2.11 Análisis estático en SolidWorks mediante los elementos finitos de la Deformación Unitaria del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.....	33
Figura 2.12 Análisis de fatiga en SolidWorks mediante los elementos finitos del porcentaje de daño del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.....	35
Figura 2.13 Análisis de fatiga en SolidWorks mediante los elementos finitos del número de ciclos del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT antes de fallar, sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.	36
Figura 2.14 Número de ciclos a detalle del amortiguador.....	37
Figura 2.15 Resistencia a la fatiga del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT, sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.	37

NOMENCLATURA

<i>Al</i>	Aluminio
<i>c. g.</i>	Centro de gravedad
<i>CAD</i>	Diseño asistido por ordenador
<i>CAM</i>	Cuerda media aerodinámica
<i>CDM_{TN}</i>	Carga dinámica máxima en tren de nariz
<i>CEM_{TN}</i>	Carga estática máxima tren nariz
<i>CDM_{TP}</i>	Carga estática máxima tren principal
<i>Cr</i>	Cromo
<i>Cu</i>	Cobre
<i>d_e</i>	Diámetro externo
<i>d_i</i>	Diámetro interno
<i>E_C</i>	Energía cinética
<i>E</i>	Módulo de elasticidad
<i>E_P</i>	Energía potencial
<i>E_T</i>	Energía total
<i>F</i>	Longitud desde el punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista, hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista
<i>F. C. _{TN}</i>	Factor de carga tren nariz
<i>F. S. _{C-TN}</i>	Factor de seguridad de la columna del tren de aterrizaje de nariz
<i>FAA</i>	Federal Aviation Administration
<i>Fe</i>	Hierro
<i>g</i>	Aceleración de la gravedad
<i>I</i>	Momento de inercia
<i>J</i>	Longitud vertical desde la pista hasta el centro de gravedad
<i>Le</i>	Levantamiento
<i>L</i>	Longitud horizontal desde el centro de gravedad delantero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista
<i>M₁</i>	Longitud horizontal desde el centro de gravedad delantero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista
<i>M₂</i>	Longitud horizontal desde el centro de gravedad trasero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista
<i>m</i>	Masa
<i>Mg</i>	Magnesio
<i>Mn</i>	Manganeso
<i>N</i>	Longitud horizontal desde el centro de gravedad trasero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista
<i>P</i>	Carga puntual
<i>P_{CC}</i>	Carga crítica de columna
<i>S_a</i>	Deflexión del amortiguador
<i>S_n</i>	Deflexión del neumático

<i>SANT</i>	Sistema aéreo no tripulado
<i>Si</i>	Silicio
<i>T6</i>	Tratamiento térmico temple 6
<i>Ti</i>	Titanio
<i>v</i>	Velocidad descenso
<i>Zn</i>	Cinc
<i>W_T</i>	Peso máximo al despegue
<i>μ</i>	Coefficiente de freno
<i>η_a</i>	Eficiencia amortiguador
<i>η_n</i>	Eficiencia neumático

INTRODUCCIÓN

Uno de los principales elementos estructurales en una aeronave de cualquier tipo es el tren de aterrizaje. El tren de aterrizaje resulta de suma importancia ya que es la estructura que soporta la aeronave en tierra y permite realizar el carreteo, despegue y aterrizaje de la aeronave, es decir es la que permite la operación del vehículo cuando no está en el aire.

Para el diseño y desarrollo de un tren de aterrizaje se involucra diversas ramas de la ingeniería como son el cálculo estructural, ingeniería de materiales, diseño mecánico entre otras y se debe de considerar que cada aeronave requiere un tipo específico de tren de aterrizaje con características únicas para satisfacer las necesidades de cada vehículo.

Una de las principales características que se deben de considerar está ligada con su utilización como mencionamos líneas arriba el tren de aterrizaje funciona cuando la aeronave no está en vuelo, pero por el contrario resulta un peso muerto durante la operación aérea por lo que el ten debe de ser ligero pero lo suficientemente resistente para soportar el peso de todo el aparato.

En éste caso el tipo de vehículo con el que vamos a trabajar es un vehículo aéreo no tripulado, mejor conocido por sus siglas en inglés UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) equivalente al acrónimo en español SANT (Sistema Autónomo No Tripulado). El hecho de trabajar con éste tipo de vehículo agrega otro factor restrictivo al diseño del tren de aterrizaje, que es la característica, muy generalizada, de requerir dimensiones reducidas para aumentar la autonomía del UAV.

Tomando en cuenta lo anterior y revisando el estado del arte se optó por buscar una solución lo más simple posible, que no implique agregar más elementos al sistema, con la intención de reducir el peso y los costos de fabricación y mantenimiento.

El tipo de tren previamente seleccionado es de triciclo y cae en la primera categoría de tren de aterrizaje tradicional, que es el más comúnmente visto en la mayoría de aeronaves comerciales, el presente estudio se ocupa del diseño mecánico y la validación del tren de nariz.

Para el cálculo del diseño se basó en el método de Norman S. Currey del Lockheed Aeronautical Systems Company, además de utilizar el software de diseño Solidworks de Dassault Systems además corroborarlo mediante el uso de SolidWorks.

JUSTIFICACIÓN

El uso de SANT's o UAV's de pequeñas dimensiones ha venido aumentando exponencialmente en los últimos años, en tan diversas actividades como son desde el uso recreativo hasta la aplicación militar, al mismo tiempo en nuestro país ha aumentado la cantidad de inversión extranjera en la industria aeronáutica, sin embargo principalmente se realizan actividades de manufactura.

Es por ello que para dar cumplimiento a los objetivos de creación del Instituto Politécnico Nacional, se requiere crear una industria ya no solo de manufactura sino de diseño aeronáutico, en la ESIME Ticomán se busca incentivar la investigación y desarrollo por lo que nos hemos sumado al presente proyecto abarcando sólo una parte del diseño que continua con lo investigado y desarrollado por otros compañeros para finalmente tener el diseño completo de un SANT. Nuestro punto de partida son las restricciones emanadas de las investigaciones y proyectos previos realizados por algunos compañeros y entregadas a nosotros por nuestro asesor.

OBJETIVO GENERAL

Calcular, diseñar y simular el elemento estructural óptimo para elaborar el tren de aterrizaje de nariz en un sistema de tren convencional con configuración de triciclo para un SANT mediante el método de Noman S. Currey utilizando herramientas de CAD y software de elemento finito.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- A partir de los parámetros del proyecto, calcular la posición del tren de nariz.
- Con los mismos parámetros determinar la carga que deberá de soportar el tren de nariz.
- Selección de material y modelado estructural mediante el uso de CAD.

METODOLOGÍA

El presente proyecto se realiza en el marco de investigación aplicada, el nivel de investigación es explicativo y la aproximación es cuantitativa.

Como primera etapa se analizó el estado del arte para a definir el tipo de tren de aterrizaje a diseñar, a partir de los parámetros del proyecto y mediante el método de Noman S. Currey se calcularon la posición y carga del tren de nariz.

Como segunda etapa mediante el uso de herramientas de modelado y simulación se calculó las especificaciones del elemento estructural, mediante la simulación se probaron diversos materiales y especificaciones hasta llegar al modelo final presentado en el proyecto.

Finalmente se presenta las consideraciones, planos y memoria de cálculo del tren diseñado.

CAPÍTULO

1

Marco teórico

El tren de aterrizaje es la estructura que soporta al avión en el suelo permitiéndole, el rodaje, el despegue y el aterrizaje. De hecho el diseño del tren de aterrizaje tiende a tener varias interferencias con el diseño estructural del avión.

En términos de diseño, el tren de aterrizaje es el último componente mayor diseñado para el avión. En otras palabras, todos los componentes principales (como el ala, empenaje, fuselaje, y el sistema de propulsión) deben ser diseñados con anterioridad al diseño del tren de aterrizaje. Además, las variaciones del centro de gravedad deben ser conocidas para el diseño del tren de aterrizaje.

Las funciones principales de un tren de aterrizaje son los siguientes:

- Mantener estable la aeronave en tierra, durante la carga, descarga y rodaje.
- Permitir que el avión se mueva y maniobre libremente durante el rodaje.
- Proporcionar una distancia segura entre componentes del avión, como el ala y el fuselaje mientras está en tierra para evitar daños por contacto con el suelo.
- Absorber el choque durante la operación de aterrizaje.
- Facilitar el despegue de la aeronave, permitiendo la aceleración y la rotación con la menor fricción.

Los requisitos en el diseño del tren de aterrizaje son parte del diseño general de la aeronave, incluye el costo, rendimiento de la aeronave, estabilidad del avión, control de la aeronave, mantenimiento, producibilidad y consideraciones operacionales. En general, las configuraciones para un tren de aterrizaje son:

Tren simple: Se compone de un tren principal grande que soporta gran parte del peso de la aeronave; además de un pequeño tren debajo de la nariz. Ambos trenes están en el plano simétrico de la aeronave. El tren principal está cerca de el CG del avión. El tren de aterrizaje principal no suele ser retractil, por lo que es muy corto de altura. Dos ventajas de esta disposición son la simplicidad y el bajo peso del tren de aterrizaje. Por otro lado, una desventaja de esta configuración es el

que el recorrido de despegue es mas largo, ya que la rotación de despegue es limitada.

Bicicleta: Como su nombre indica, tiene dos trenes principales, uno delante y otro detrás del centro de gravedad de la aeronave; siendo las dos ruedas de tamaño similar. Para evitar que el avión se incline hacia los lados, dos pequeñas ruedas auxiliares se emplean en las alas. La distancia entre los trenes a el CG del avión es casi lo misma, por lo tanto, los dos trenes soportan una carga similar. El tren de aterrizaje tipo bicicleta tiene algunas características similares con el tren simple y, de hecho, es una extensión de este. Las principales ventajas de esta configuración son la sencillez de diseño y el peso bajo, aun asi esta disposición no es popular entre los diseñadores de aviones debido a su inestabilidad en el terreno.

Patín de cola: El tren de aterrizaje de cola tiene dos trenes principales delanteros al CG de la aeronave y una pequeña rueda debajo de la cola. Los trenes principales lleva gran parte del peso y la carga de la aeronave soportando del 80 a 90 por ciento de la carga total, por lo que el tren de la cola está llevando alrededor de 10 a 20 por ciento.

Esta configuración fue la mas utilizada durante los primeros 50 años de historia de la aviación. Pero en la actualidad, sólo el 10 por ciento de aeronaves producidas están empleando esta configuracion.

Ya que tiene tres ruedas (puntos de apoyo), la aeronave es estable en el suelo. Sin embargo, es inherentemente inestable durante el carreteo. La razón es que cuando la rueda trasera empieza a girar en el suelo alrededor del tren principal, el cg detrás del tren principal genera una fuerza centrífuga. Si la velocidad en tierra es lo suficientemente alta, el momento de la fuerza centrífuga será mayor que el momento de la fuerza de fricción en la rueda de cola; por lo que la aeronave tiende a guiñar alrededor del tren principal sin embargo comportamiento puede ser fácilmente controlado mediante la reducción de la velocidad durante el carreteo.

Triciclo: Es la configuración del tren de aterrizaje más utilizada. Los dos trenes principales están a la misma distancia del CG en el eje x y las mismas distancias en el eje y; por lo tanto ambos están llevando a la misma carga. El tren de nariz se ubica lejos de CG (en comparación con el tren principal); por lo tanto, lleva una carga mucho más pequeña. El tren principal soporta alrededor del 80 al 90 por ciento de la carga total, por lo que el tren delantero está llevando alrededor del 10 al 20 por ciento.

Los trenes tienen la misma altura, por lo que la aeronave está al mismo nivel de el suelo, aunque los trenes principales tienen ruedas más grandes. A medida que aumenta el número de ruedas, el área frontal de la rueda se reduce, por lo que el rendimiento de la aeronave; especialmente durante el despegue; se mejorará. Otra razón para tener múltiples ruedas es adaptar el volumen global de la rueda para que coincida con la geometría de la bahía de retracción dentro del ala o fuselaje. Típicamente, cuando el peso de la aeronave está entre 70.000 libras y 200.000 libras, se emplean dos ruedas por tren principal.

Cuadriciclo: Como su nombre lo indica un tren de aterrizaje cuatriciclo utiliza cuatro trenes; similar a un sistema convencional de coche. Dos ruedas a cada lado, donde dos ruedas están delante del CG del avión y otros dos detrás. La carga en cada tren depende de su distancia al CG. Si las ruedas de adelante y atrás tienen la misma distancia al CG soportarían la misma carga. En este caso, es muy difícil de hacer girar el avión durante el despegue y el aterrizaje; así que la aeronave llevará a cabo un despegue y aterrizaje plano.

Esta configuración permite a la aeronave tener un piso bajo, lo que permite una carga y descarga más sencilla. La configuración del tren de aterrizaje cuatriciclo se utiliza por lo general en un avión de carga o bombardero muy pesado. Un avión con tren de aterrizaje cuatriciclo es muy estable en el suelo y durante el rodaje.

Multi-bogey: A medida que la aeronave aumenta su peso, el número de trenes también deben ser aumentados. Una configuración de tren de aterrizaje con múltiples trenes de más de cuatro ruedas mejoran la seguridad en el despegue y

el aterrizaje. Cuando múltiples ruedas se emplean en tándem, estas se unen a un componente estructural conocido como "bogey" que está conectado al extremo del tren. Una aeronave con el tren de aterrizaje multi-bogey es muy estable en el suelo y también durante el rodaje. Esta configuración es la más cara, y la más compleja de fabricación. Cuando el peso de la aeronave supera las 200.000 libras, se utilizan múltiples bogeys con cuatro a seis ruedas cada uno.

La elección del tren de aterrizaje depende de varios requisitos como costos, peso, rendimiento, carrera de despegue, recorrido de aterrizaje, la estabilidad estática en el suelo, la estabilidad en el carreteo, y la facilidad de mantenimiento. Con el fin de seleccionar la mejor configuración del tren de aterrizaje, el diseñador debe realizar un estudio de equilibrio utilizando una tabla de comparación, como la Tabla 1. Por lo tanto en base a la misión de la aeronave y los requisitos de diseño, una configuración, es generalmente la mejor alternativa.

Tren de aterrizaje fijo, retráctil o separable.

Otro aspecto del diseño del tren de aterrizaje es decidir qué hacer con él después de la operación de despegue. En general, hay cuatro alternativas:

- El tren de aterrizaje se libera después del despegue.
- El tren de aterrizaje cuelga debajo de la aeronave (es decir, fijo).
- El tren de aterrizaje está completamente retraído en el interior de la aeronave (por ejemplo, en el interior del ala o del fuselaje).
- El tren de aterrizaje está parcialmente retraída en el interior del avión.

Cada una de estas cuatro alternativas tiene varias ventajas y desventajas que deben ser evaluados antes de la toma de decisiones. En el primer caso, el tren de aterrizaje se libera después del despegue; así que la aeronave no tiene que llevarlo durante la misión de vuelo, por lo tanto el peso de la aeronave se reducirá después del despegue y se asume como una ventaja. Sin embargo, esta alternativa supone que no habrá aterrizaje. O bien, la aeronave utilizara otro tren para aterrizar con seguridad. La principal ventaja es la reducción de peso que resulta es un mayor rendimiento.

No		Simple	Bicicleta	Patín de cola	Triciclo	Cuadriciclo	Multi-bogey
1	Costo	9	7	6	4	2	1
2	Peso de la aeronave	3	4	6	7	9	10
3	Fabricación	3	4	5	7	9	1
4	Despegue /aterrizaje	3	4	6	10	5	8
5	Estabilidad en tierra	1	2	7	9	10	8
6	Estabilidad durante rodaje	2	3	1	8	10	9

Tabla 1. 1 Comparación entre varias configuraciones de trenes de aterrizaje. (10 mejor, 1 peor). Aircraft Design: A Systems Engineering Approach

Cada una de estas cuatro alternativas tiene varias ventajas y desventajas que deben ser evaluados antes de la toma de decisiones. En el primer caso, el tren de aterrizaje se libera después del despegue; así que la aeronave no tiene que llevarlo durante la misión de vuelo, por lo tanto el peso de la aeronave se reducirá después del despegue y se asume como una ventaja. Sin embargo, esta alternativa supone que no habrá aterrizaje. O bien, la aeronave utilizara otro tren para aterrizar con seguridad. La principal ventaja es la reducción de peso que resulta es un mayor rendimiento.

En el segundo, tercer, y cuarto caso, el tren de aterrizaje será como un peso muerto y no tiene ninguna función positiva mientras la aeronaves en vuelo. Sin embargo, se despliega durante la operación de aterrizaje. En general, los dos criterios principales para la elección son el costo en comparación con el rendimiento. Si el objetivo principal de diseño es un mayor rendimiento, el tren de aterrizaje retráctil es la mejor opción. Sin embargo, si la preocupación es reducir el costo de la aeronave, una forma es seleccionando un tren de aterrizaje fijo.

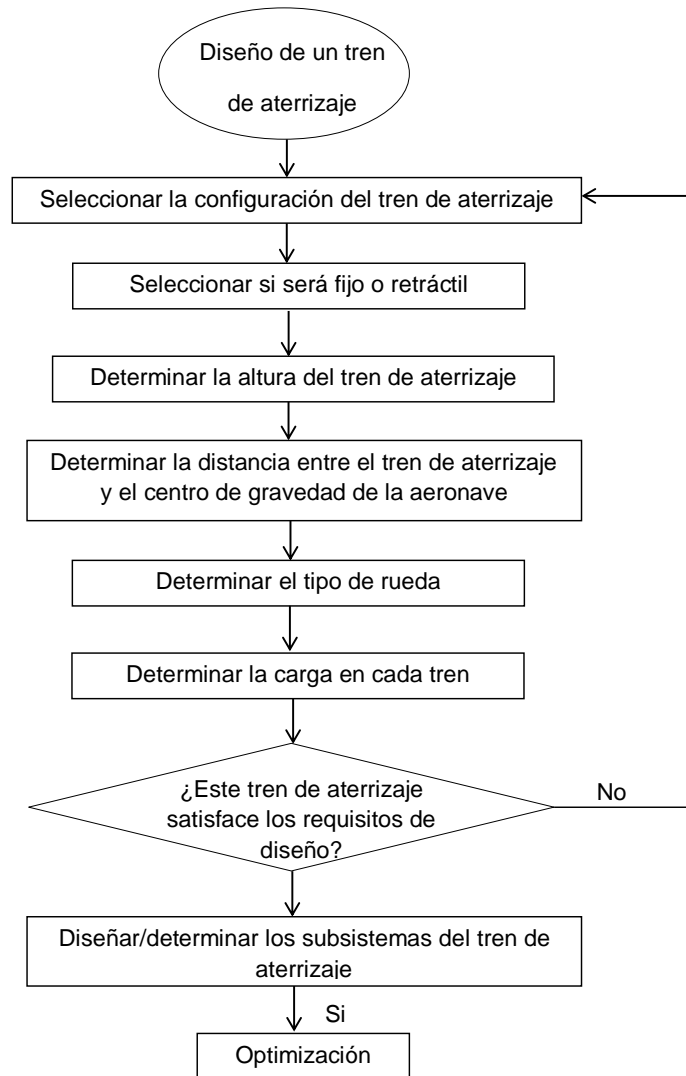


Figura 1.1 Diagrama de flujo para el diseño de un tren de aterrizaje

En el caso de un tren de aterrizaje retráctil, este se repliega después del despegue en el fuselaje, donde se almacena durante el vuelo hasta poco antes del aterrizaje. Las características relacionadas a un tren de aterrizaje retráctil son:

- Diseño del sistema retráctil,
- Provisión de suficiente espacio para el tren de aterrizaje después de la retracción.

La mayoría de los mecanismos de retracción se basan en un mecanismo de cuatro barras, mediante el uso de tres miembros conectados por pivotes. La cuarta barra es la estructura de la aeronave. Un mecanismo de retracción aumenta claramente el peso de la aeronave, la complejidad del diseño, y el mantenimiento; y reduce el volumen de combustible interno.

Una técnica para reducir el arrastre del tren de aterrizaje fijo es emplear un carenado. El carenado es una cubierta especial aerodinámica que cubre principalmente la rueda. Como regla general, un carenado bien diseñado reducirá el arrastre de la rueda hasta en un 1000%. Por lo tanto una rueda sin carenado) generará cerca de 10 veces más resistencia que una rueda carenada. Sin embargo, las ruedas del tren de aterrizaje generan aproximadamente el 5% de la resistencia total de la aeronave; por lo tanto, la aplicación del carenado en la rueda reducirá la resistencia total de la aeronave sólo al 4.5%.

Ahora que se conocen las configuraciones típicas de los trenes de aterrizaje se procederá con el cálculo matemático del tren que el diseñador eligió. En la figura 1.1 se ilustra los pasos generales a seguir para el diseño de un tren de aterrizaje.

CAPÍTULO

2

Diseño, modelado y simulación mediante los
elementos finitos

2.1 POSICIÓN RESPECTO AL TREN PRINCIPAL

El siguiente cálculo está basado en el método de Norman S. Currey del Lockheed Aeronautical Systems Company.

Considerando la distribución de carga de acuerdo a la literatura

$$\text{Carga tren principal} = 0.92 * W_T \quad (2.1)$$

$$\text{Carga tren de nariz} = 0.08 * W_T \quad (2.2)$$

Sin embargo el tren de nariz debe ser colocado lo más alejado posible de los centros de gravedad en dirección al morro de la aeronave para minimizar su carga y tiempo de contacto durante el aterrizaje, así como maximizar la estabilidad. Las cargas mínima y máxima en condición estática recomendadas por Norman S. Currey [1988] varían entre 0.06 y 0.2, sin embargo un intervalo recomendado por él mismo es de 0.08 a 0.15 para una aproximación inicial, durante el siguiente cálculo la carga utilizada será igual a 0.2 del peso máximo al despegue, esto bajo la consideración de que todo diseño debe satisfacer la condición crítica.

$$CEM_{TN} = 0.2 * W_T \quad (2.3)$$

$$CEM_{TP} = \frac{0.8 * W_T}{2} \quad (2.4)$$

Donde CEM_{TN} es la carga estática máxima del tren de nariz, CEM_{TP} es la carga estática máxima del tren principal (el denominador representa 2 neumáticos) y W_T representa el peso máximo al despegue. El cálculo parte de obtener la posición del tren de nariz a partir de las cargas mencionadas, la ecuación (2.5) indica la carga estática máxima del tren de nariz, la ecuación (2.6) indica la carga estática mínima del tren de nariz, la ecuación (2.7) indica la carga dinámica máxima del tren de nariz, la ecuación (2.8) indica la carga estática máxima del tren principal (el denominador representa 2 neumáticos) y la ecuación (2.9) indica la carga estática mínima del tren principal (el denominador representa 2 neumáticos):

$$CEM_{TN} = \frac{W_T * (F - L)}{F} \quad (2.5)$$

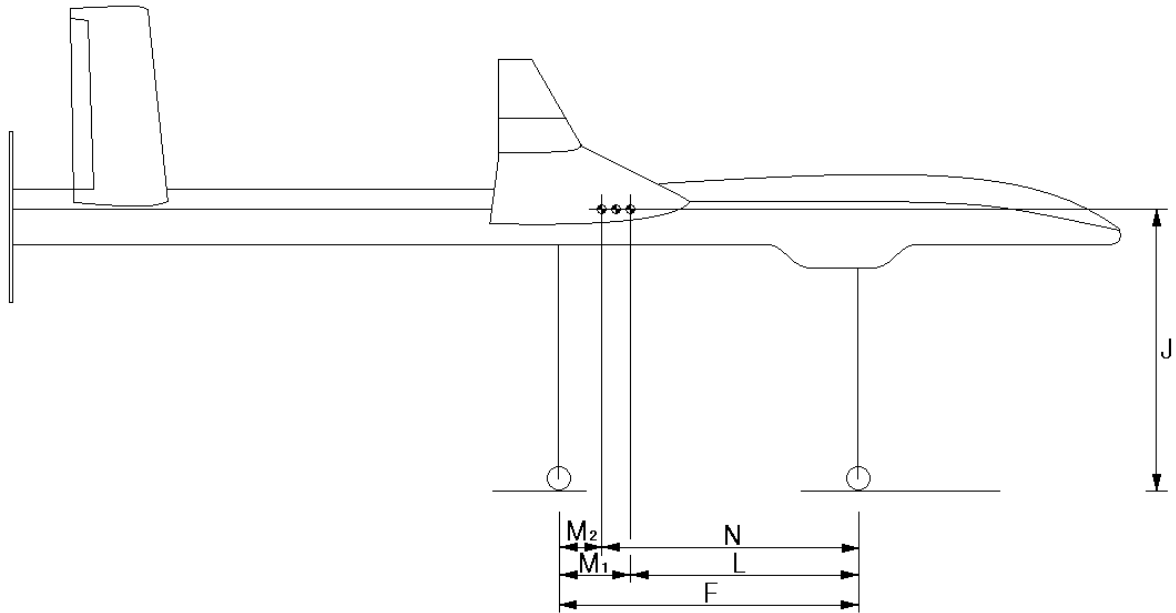


Figura 2. 1 Cotas utilizadas en el cálculo de posición del tren de nariz a partir de la posición del tren principal, posiciones de los centros de gravedad y carga aplicada

$$CEm_{TN} = \frac{W_T * (F - N)}{F} \quad (2.6)$$

$$CDM_{TN} = CEM_{TN} + \frac{\left(10 \frac{ft}{s^2}\right) * J * W_T}{\left(32.2 \frac{ft}{s^2}\right) * F} \quad (2.7)$$

$$CEM_{TP} = \frac{W_T * (F - M_2)}{2 * F} \quad (2.8)$$

$$CEm_{TP} = \frac{W_T * (F - M_1)}{2 * F} \quad (2.9)$$

Donde W_T representa el peso máximo al despegue, F es la longitud desde el punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista, hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista, L es la longitud horizontal desde el centro de gravedad delantero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista, N es la longitud horizontal desde el centro de gravedad trasero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista, M_1 es la longitud horizontal desde el centro de gravedad delantero hasta el

punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista, M_2 la longitud horizontal desde el centro de gravedad trasero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista y J representa la longitud vertical desde la pista hasta el centro de gravedad, para un mayor entendimiento las cotas mencionadas se ilustran en la figura 2.1. Es importante mencionar que el valor $10 \frac{ft}{s^2}$ en la ecuación (2.7) representa la desaceleración considerando un coeficiente de freno $\mu = 0.3$, de acuerdo con la *Federal Aviation Administration (FAA)* y $32.2 \frac{ft}{s^2}$ la aceleración de la gravedad. Aunado a esto se aprecia que con el tren principal y de nariz en contacto con la pista, cuanto menor sean M_1 y M_2 , el tren principal soportará más carga. Norman S. Currey [1988] menciona que la posición del tren principal debe encontrarse entre el 0.5 y 0.55 de la Cuerda Aerodinámica Media (MAC por sus siglas en inglés), en el Sistema Autónomo No Tripulado (SANT) el centro de gravedad delantero y trasero se encuentran a 7 y 27 por ciento de la CAM, ver figura 2.2, es decir antes del 50 por ciento, por lo tanto para el cálculo se considera el 0.55 de la CAM como posición del tren de aterrizaje principal, pues así el tren principal se encuentra más lejos del centro de gravedad y hace que el tren principal soporte mayor carga, es decir la condición de menor carga soportada por el tren principal es igual a la condición de mayor carga soportada por el tren de nariz.

Una vez considerado lo anterior y a partir de los parámetros de diseño y los datos calculados del SANT, mostrados en las tablas 2.1 y 2.2, las ecuaciones (2.2) y (2.8) son igualadas, despejando y obteniendo el valor F , es decir la longitud entre el punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista y el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista.

$$\frac{0.8 * W_T}{2} = \frac{W_T * (F - M_2)}{2 * F}$$

$$F = \frac{M_2}{1 - \frac{0.8 * W_T * 2}{W_T * 2}} = \frac{M_2}{0.2} \quad (2.10)$$

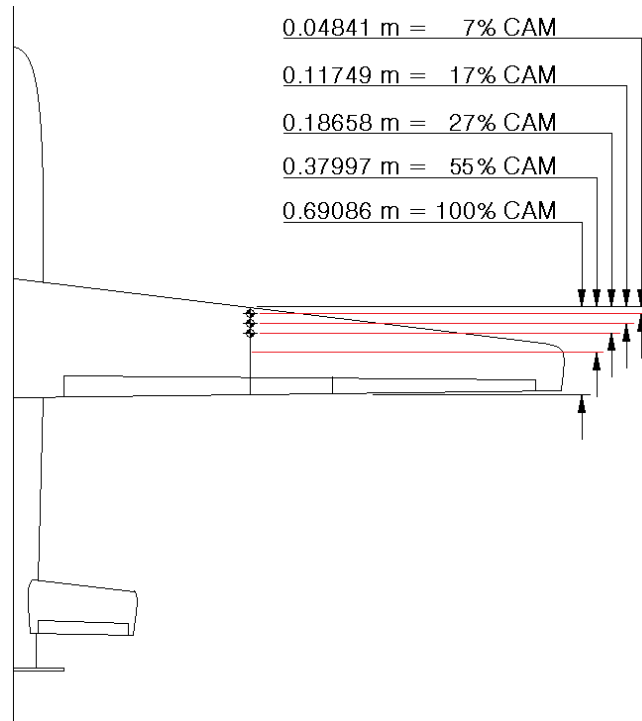


Figura 2.2 Posición de centros de gravedad respecto a la Cuerda Aerodinámica Media

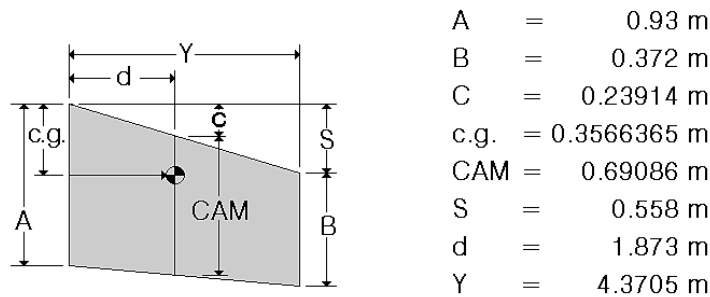


Figura 2.3 Posición de centros de gravedad respecto a la Cuerda Aerodinámica Media

De la figura 2.2 se obtiene el valor de M_2 , es decir la longitud horizontal desde el centro de gravedad trasero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista igual a 0.19339 metros, considerando el 0.55 de la CAM como posición del tren de aterrizaje principal, como ya se había mencionado, 0.96695 es el valor de F obtenido en metros, nuevamente utilizando la figura 2.2

se obtiene el valor de M_1 , es decir la longitud horizontal desde el centro de gravedad delantero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje principal con la pista igual a 0.33156 metros, de la figura 2.1 sabemos que:

$$L = F - M_1 \quad (2.11)$$

$$N = F - M_2 \quad (2.12)$$

Por lo tanto el valor de L obtenido, es decir la longitud horizontal desde el centro de gravedad delantero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista es 0.63539 metros y el valor de N obtenido, es decir la longitud horizontal desde el centro de gravedad trasero hasta el punto de contacto del tren de aterrizaje de nariz con la pista es 0.77356 metros, la tabla 2.3 indica los valores mencionados.

2.2 CARGAS ESTÁTICA Y DINÁMICA MÁXIMAS

Con las longitudes horizontales que describen la posición del tren de aterrizaje de nariz analizado en condición crítica, es decir soportando una carga igual a 0.2 del valor del peso máximo al despegue y sustituyendo en las ecuaciones (2.3) y (2.7) respectivamente, se obtiene la carga dinámica máxima del tren de nariz, teniendo en cuenta que J representa la longitud vertical desde la pista hasta el centro de gravedad, como se ilustran en la figura 2.1 y es igual a 1.089 metro de acuerdo a la tabla 2.2. Es importante mencionar que el valor $10 \frac{ft}{s^2}$ en la ecuación (2.7) representa la desaceleración considerando un coeficiente de freno $\mu = 0.3$, de acuerdo con la *Federal Aviation Administration (FAA)* y $32.2 \frac{ft}{s^2}$ la aceleración de la gravedad.

$$CEM_{TN} = 0.2 * W_T = 0.2 * 362 \text{ kg} = 72.4 \text{ kg}$$

$$CDM_{TN} = CEM_{TN} + \frac{\left(10 \frac{ft}{s^2}\right) * J * W_T}{\left(32.2 \frac{ft}{s^2}\right) * F} = 72.4 \text{ kg} + \frac{\left(10 \frac{ft}{s^2}\right) * 1.089 \text{ m} * 362 \text{ kg}}{\left(32.2 \frac{ft}{s^2}\right) * 0.96695 \text{ m}} = 199.0124 \text{ kg}$$

Parámetros	Valor
Peso máximo al despegue [kg]	362
Longitud del SANT [m]	4.92
Localización del ala desde el morro [m]	1.85
Envergadura [m]	8.741
Cuerda de raíz [m]	0.93
Cuerda de punta [m]	0.372

Tabla 2.1 Parámetros para el diseño del tren de aterrizaje del Sistema Aéreo No Tripulado (SANT)

Datos calculados	Valor
Posición de la CAM [m]	1.873
c.g. vertical [m]	1.089
CAM [m]	0.69086
Factor de carga	3.8
Localización del c.g. delantero [m]	0.287551
Localización del c.g. trasero [m]	0.425722

Tabla 2.2 Datos calculados para el diseño del tren de aterrizaje del Sistema Aéreo No Tripulado (SANT)

Datos calculados	Valor
M_2 [m]	0.19339
F [m]	0.96695
M_1 [m]	0.33156
L [m]	0.63539
N [m]	0.77356

Tabla 2.3 Longitudes horizontales que describen la posición del tren de aterrizaje de nariz analizado en condición crítica.

El factor de carga del tren de aterrizaje ($F.C_{.TN}$) de acuerdo a Norman S. Currey [1988], también llamado factor de carga de aterrizaje o factor de reacción, es obtenido de la relación de carga dinámica máxima entre carga estática máxima y debe comprobarse que su valor sea mínimo al factor de carga de la aeronave.

$$F.C_{.TN} = \frac{CDM_{TN}}{CEM_{TN}} \quad (2.13)$$

$$F.C._{TN} = \frac{199.0124932 \text{ kg}}{72.4 \text{ kg}} = 2.7487$$

El factor de carga de la aeronave es igual a 3.8, por lo tanto el valor anterior obtenido es correcto, el autor mencionado indica que para aeronaves pequeñas de utilidad, el factor de carga del tren de aterrizaje es aproximadamente igual a 3, por lo que el valor anterior obtenido es comprobado.

2.3 ANÁLISIS DE ENERGÍA

Durante el aterrizaje el amortiguador y el neumático deben absorber la suma de la energía cinética y potencial de la aeronave, el balance de energía es el siguiente.

$$E_T = E_P + E_C \quad (2.14)$$

$$E_T = S_n * F.C._{TN} * W_T * \eta_n + S_a * F.C._{TN} * W_T * \eta_a \quad (2.15)$$

$$E_P = mgh = (W_T - L_e)(S_a - S_n) \quad (2.16)$$

$$E_C = \frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2}\frac{W_T}{g}v^2 \quad (2.17)$$

Donde E_T representa la energía total absorbida por el tren de aterrizaje de nariz, S_n la deflexión del neumático, S_a la del amortiguador, η_n es la eficiencia del neumático y η_a la del amortiguador, L_e el levantamiento y v la velocidad de descenso.

Para el cálculo del SANT, la velocidad de descenso (v) considerada es de $10 \frac{ft}{s}$ o $3.048 \frac{m}{s}$ de acuerdo a *FAR 23* y *FAR 25*. Akhilesh Jha [2009] en una memoria de *National Conference on Machines and Mechanisms*, reporta el diseño de un tren de aterrizaje para un SANT, los valores utilizados en este cálculo indicados en la

Parámetros	Valor
S_n [m]	0.2743
η_n	0.47
η_a	0.8

Tabla 2.4 Valores utilizados en el cálculo de la deflexión del amortiguador basados en la memoria de *National Conference on Machines and Mechanisms*, reportados por khilesh Jha [2009] en el diseño de un tren de aterrizaje para un SANT.

tabla 2.4 son tomados de la memoria mencionada debido a que los parámetros de diseño son aproximados.

Al considerar $W_T - L_e$ igual a cero, el término de energía potencial se elimina y la deflexión del amortiguador requerida es despejada y obtenida a partir de la ecuación (2.14).

$$S_a = \frac{\frac{v^2}{2 * F.C.TN * g} - S_n * \eta_n}{\eta_a} = \frac{\frac{\left(3.048 \frac{m}{s}\right)^2}{2 * 2.7487 * 9.81 \frac{m}{s^2}} - 0.2743m * 0.47}{0.8} = 0.0541 m$$

A partir de la deflexión máxima del amortiguador (S_a) y la carga crítica que soporta el tren de aterrizaje (CDM_{TN}), es decir:

$$S_a = 0.0541 m$$

$$CDM_{TN} = 199.0124 kg$$

2.4 CONFIGURACIÓN DE AMORTIGUADOR

Se busca un resorte que cumpla estos parámetros con los fabricantes. El resorte es elegido porque el mantenimiento es de costo menor relativo al tiempo y dinero que puede requerir un amortiguador neumático, hidráulico o compuesto durante el cambio de sellos e inyección de líquido si es el caso.

General	Especificación
Fabricante	Acess Spring
Número de pieza de encargo	PC7000-27000-9.000-CS-130.400-CG-N-MM
Material	Chrome Silicon A401
Cargas	Valor
Constante de rigidez k [N/mm]	424.699
Carga máxima segura [kg]	343.5098
Carga máxima segura comprimido [kg]	343.5098
Dimensiones	Valor
Diámetro de alambre [mm]	7
Diámetro externo [mm]	27
Diámetro interno [mm]	13
Diámetro medio [mm]	20
Longitud libre [mm]	130.4
Longitud solido (en compresión) [mm]	63
Número de anillos activos	7
Número de anillos totales	9
Tipo de terminales	Cerradas y planas
Paso (distancia entre anillos) [mm]	16.629
Ángulo de ascenso anillo [°]	14.82
Peso y medidas	Valor
Peso resorte [kg]	0.1747
Longitud de alambre requerido para fabricar un resorte [mm]	567.4867
Propiedades mecánicas de material	Valor
Módulo de elasticidad [N/m ²]	206842718700
Módulo de corte [N/m ²]	79244186046
Esfuerzo cortante máximo [N/m ²]	810133981
Esfuerzo máximo a tensión [N/m ²]	1158000000
Límite elástico [N/m ²]	1034000000
Densidad [kg/m ³]	7861.092936
Factor de corrección de Wahl	1.619

Tabla 2.5 Especificaciones técnicas del resorte elegido como amortiguador del tren de aterrizaje de nariz del SANT.

Las especificaciones técnicas del resorte elegido son mostradas en la tabla 2.5, es importante mencionar que la carga máxima de operación segura del resorte es 1.0108 veces mayor que la carga crítica que soporta el tren de aterrizaje, esto debido a los modelos fabricados, lo ideal es que fueran iguales, pues esto significaría que posee las dimensiones precisas y no habría material extra, reduciendo el peso del diseño. Si la relación fuera menor a 1 el resorte no sirve.

2.5 ECUACIÓN DE EULER QUE DESCRIBE LA CARGA CRÍTICA APLICADA EN EL ANÁLISIS DE COLUMNA LINEALMENTE ELÁSTICA

Una vez concluido el cálculo del amortiguador, se inicia el cálculo de la columna principal, a continuación se debe despreciar que el amortiguador absorberá la suma de la energía cinética y potencial de la aeronave, de esta forma asignamos toda la carga directamente a la columna y con ello simulamos una condición crítica, por ejemplo que algo impida la compresión del resorte y la columna deba soportar toda la carga.

El sistema es considerado columna, ya que la carga que la aeronave imprime sobre él es de tipo axial, por otra parte la resistencia al avance generada por el tren de aterrizaje actúa como carga transversal, convirtiendo el sistema en viga-columna, sin embargo el valor de la resistencia al avance es mucho menor que la carga de la aeronave y para el diseño mecánico la pequeña carga de resistencia al avance es despreciada, analizando el sistema como columna, es decir sólo con la carga de la aeronave (carga axial). Una aproximación inicial de falla de acuerdo a la literatura es la siguiente:

- Columna larga: Falla por pandeo
- Columna corta: Falla por aplastamiento
- Columna intermedia: Falla por combinación de pandeo y aplastamiento

La columna del tren de aterrizaje es larga, esto debido a que la longitud de la columna es mucho mayor que el ancho y la altura de la sección transversal. El cálculo parte de la teoría de columnas linealmente elásticas, con el propósito de obtener el valor de la carga elástica de pandeo, es decir, la carga externa en la cual la función de energía potencial cambia de cóncava a convexa, también denominada carga crítica.

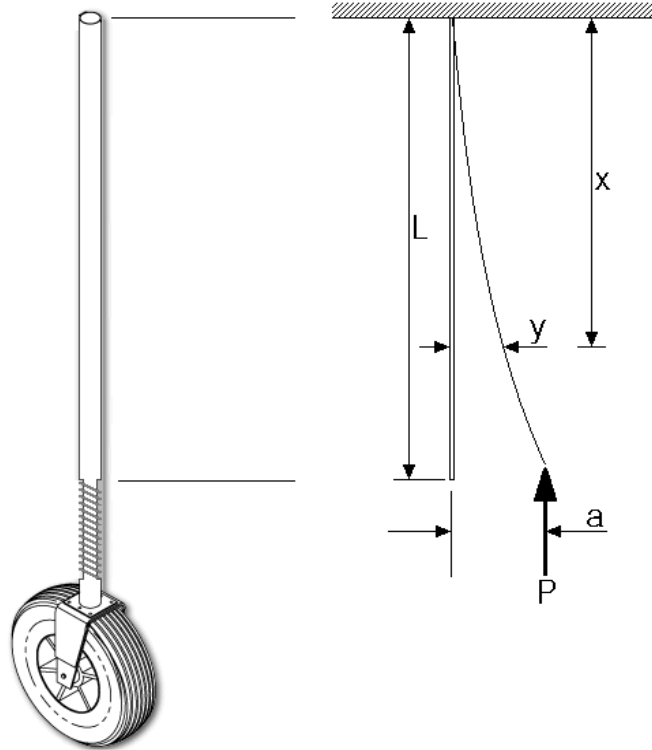


Figura 2. 4 Sistema columna del tren de aterrizaje de nariz del SANT, donde P representa la carga aplicada y L la longitud de la columna.

La figura 2.4 ilustra las condiciones de frontera del sistema de tren de aterrizaje de nariz del SANT, el extremo superior es considerado fijo al fuselaje y el extremo inferior libre. La segunda derivada del desplazamiento transversal (consecuencia del pandeo) respecto a la posición longitudinal es igual al momento flector, es decir:

$$EI \frac{d^2y}{dx^2} = P(a - y) \quad (2.18)$$

Despejando se obtiene una ecuación diferencial no homogénea, el resultado es el siguiente.

$$\frac{d^2y}{dx^2} + \frac{P}{EI}y = \frac{P}{EI}a$$

Parte homogénea con $p^2 = \frac{P}{EI}$ por conveniencia en el desarrollo del cálculo

$$\frac{d^2y}{dx^2} + p^2y = 0 \quad (2.19)$$

Solución

$$y'' + 0 * y' + p^2y = 0$$

$$a = 1, \quad b = 0 \quad y \quad c = p^2$$

$$y_{1,2} = -\frac{b}{2a} \mp \frac{\sqrt{b^2 - 4 * a * c}}{2 * a} \quad (2.20)$$

$$y_1 = -\frac{0}{2 * 1} + \frac{\sqrt{0^2 - 4 * 1 * p}}{2 * 1} = 0 + \frac{\sqrt{-4p^2}}{2} = 0 + \frac{2 * p}{2} i = 0 + p i$$

$$y_2 = -\frac{0}{2 * 1} - \frac{\sqrt{0^2 - 4 * 1 * p}}{2 * 1} = 0 - \frac{\sqrt{-4p^2}}{2} = 0 - \frac{2 * p}{2} i = 0 - p i$$

Solución de tipo:

$$y_h = e^{\alpha x} (C_1 \sin \beta x + C_2 \cos \beta x) \quad (2.21)$$

Donde α representa la parte real y β la imaginaria, por lo tanto

$$y_h = e^{0 * x} (C_1 \sin px + C_2 \cos px) = C_1 \sin px + C_2 \cos px$$

Condición particular

$$y = y_h + y_p \quad (2.22)$$

Solución de tipo:

$$y_p = Ax + B \quad (2.23)$$

Derivando obtenemos

$$y_p' = A$$

$$y_p'' = 0$$

Sustituyendo en ecuación inicial

$$\frac{d^2y}{dx^2} + \frac{P}{EI}y = \frac{P}{EI}a$$

$$y_p'' + \frac{P}{EI}y_p' = \frac{P}{EI}a$$

$$0 + \frac{P}{EI}(Ax + B) = \frac{P}{EI}a$$

Para $\frac{P}{EI}Ax = 0$, se obtiene que $A = 0$ y $B = a$, y sustituyendo en ecuación (2.23).

$$y_p = a$$

Sustituyendo la parte homogénea (y_h) y la condición particular (y_p) en la ecuación (2.22) se obtiene la solución de la ecuación diferencial no homogénea que describe el sistema

$$y = C_1 \sin px + C_2 \cos px + a \quad (2.24)$$

Para obtener el valor de las constantes se evalúan las condiciones de frontera, suponiendo origen en el empotre:

$$\begin{aligned} x &= 0 \\ y &= 0 \\ y' &= 0 \end{aligned}$$

Por lo tanto:

$$\begin{aligned} y &= C_1 \sin px + C_2 \cos px + a \\ 0 &= C_1 \sin p(0) + C_2 \cos p(0) + a \\ 0 &= C_2 + a \\ C_2 &= -a \end{aligned}$$

Derivando y sustituyendo C_2 .

$$y = C_1 \sin px + C_2 \cos px + a$$

$$\begin{aligned}
 y' &= C_1 p \cos px - C_2 p \sin px \\
 0 &= C_1 p \cos p(0) - (-a) p \sin p(0) \\
 0 &= C_1 p \\
 C_1 &= 0
 \end{aligned}$$

Reescribiendo la ecuación (2.24)

$$y = -a \cos px + a \quad (2.25)$$

Evaluando las condiciones de frontera cuando la carga p tiene un máximo valor, es decir en la parte más lejana al empotre.

$$\begin{aligned}
 x &= L \\
 y &= a \\
 y' &\neq 0
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 y &= -a \cos px + a \\
 a &= -a \cos pL + a \\
 0 &= \cos pL
 \end{aligned}$$

Donde los valores que satisfacen esta igualdad son:

$$pL = \frac{\pi}{2}, \frac{2\pi}{2}, \frac{3\pi}{2}, \dots, \frac{n\pi}{2} \quad (2.26)$$

Por lo tanto para el primer eigenvalor ($n = 1$) al cual ocurre el pandeo es

$$p = \frac{\pi}{2L} \quad (2.27)$$

Y tomando en cuenta la consideración donde $p^2 = \frac{P}{EI}$, hecha al inicio del cálculo por conveniencia en el desarrollo, se obtiene

$$p = \frac{\pi}{2L} = \sqrt{\frac{P}{EI}}$$

Propiedades mecánicas de material	Valor
Composición química máxima en %	Si – 60
	Fe – 35
	Cu – 10
	Mn – 10
	Mg – 90
	Cr – 10
	Zn – 10
	Ti – 10
	Otros - 15
	Al - Resto
Módulo de elasticidad [N/m ²]	68300000000
Coefficiente de Poisson	0.33
Densidad [kg/m ³]	2690
Rango de fusión [°C]	615-655
Densidad [kg/m ³]	2690
Conductividad Térmica [W / m°C]	Temple T6: 201

Tabla 2.6 Propiedades del Aluminio 6063 T-6, material elegido en la columna del tren de aterrizaje de nariz del SANT.

Por lo tanto el valor de la carga crítica de la columna (P_{CC}) es el siguiente, también llamada carga de Euler:

$$P_{CC} = \frac{\pi^2}{4L^2} EI \quad (2.28)$$

Calculando el valor debe comprobarse que el la carga dinámica máxima del tren de nariz sea menor a la carga crítica de la columna del tren de nariz, es decir:

$$CDM_{TN} < P_{CC}$$

El material elegido para la columna es aluminio 6063 T-6, esto debido a su disponibilidad, alta resistencia a la corrosión, buen acabado superficial y buena resistencia mecánica, las propiedades mecánicas se indican en la tabla 2.6. La forma elegida para la columna del SANT es cilíndrica, por lo tanto la sección transversal representa una corona. La consideración es por su fácil fabricación, reduciendo el costo en la adquisición, además de tener un coeficiente de resistencia al avance menor a otras secciones comerciales.

Las especificaciones técnicas del resorte elegido como amortiguador del tren de aterrizaje de nariz del SANT se muestran en la tabla 2.5, ahí se aprecia que el diámetro exterior del mismo es 27 milímetros, el diámetro exterior en tubos de la aleación elegida (AL 6063 T-6) más próximo a este valor es 26 milímetros, con un espesor de 1.5 milímetros, por lo tanto la carga crítica de la columna es calculada.

$$I_{CORONA} = \frac{\pi}{64} (d_e^4 - d_i^4) \quad (2.29)$$

Donde I_{CORONA} es el momento de inercia de una sección de toroide, d_e el diámetro externo y d_i el interno.

$$P_{CC} = \frac{\pi^2}{4 * (0.758151 \text{ m})^2} * 68300000000 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} * \left\{ \frac{\pi}{64} [(0.026 \text{ m})^4 - (0.023 \text{ m})^4] \right\}$$

$$P_{CC} = 2549.3138 \text{ N} = 259.8688 \text{ kg}$$

Con esto queda comprobado que el la carga dinámica máxima del tren de nariz sea menor a la carga crítica de la columna del tren de nariz. El factor de seguridad de la columna del tren de aterrizaje de nariz ($F.S._{C-TN}$) se obtiene de la relación del valor de la carga máxima permisible y el valor real máximo al que se verá sometido.

$$F.S._{C-TN} = \frac{P_{CC}}{CDM_{TN}} \quad (2.30)$$

. Considerando la carga dinámica máxima calculada igual a 199.0124 kilogramos y la carga crítica de la columna obtenida de 259.8688 kilogramos, el factor de seguridad de la columna del tren de aterrizaje de nariz es:

$$F.S._{C-TN} = 1.3057$$

2.6 MODELADO Y SIMULACIÓN MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS

El análisis por elementos finitos proporciona un valor aproximado cuantificado por exactitud y precisión (en análisis de muestreo) que predice el comportamiento y proporciona múltiples soluciones para mejorar el rendimiento, la calidad y la fiabilidad del producto, así como la comprensión durante la fase de diseño del comportamiento del sistema en la realidad, detectando y corrigiendo fallas, aunado a un ahorro de tiempo y dinero por medio de la interpretación de información en las primeras etapas del proceso, útiles para tomar decisiones en el diseño final. El método de los elementos finitos se basan en el análisis matricial alcanzando las disciplinas de:

- Transferencia de calor
- Mecánica de fluidos
- Hidráulica
- Electromagnetismo
- Estructuras

Dentro del diseño y cálculo se tienen programas de gran potencia, por ejemplo COSMOS, I-DEAS, SAP, CATIA, NASTRAN, ANSYS, SOLIDWORKS, NISA, ABAQUS, etcétera. La combinación entre el análisis por elementos finitos y el desarrollo de la computación proporciona una herramienta de análisis que venía desarrollándose desde los cincuentas, interrumpido por el desarrollo matemático tan laborioso, llevado a cabo por una computadora en la actualidad. Dentro del análisis estructural se resuelven estructuras reticulares como vigas, marcos, armaduras, columnas y estructuras continuas como placas, cascarones, membranas, etcétera, así como análisis dinámicos y problemas no lineales geométricos o por medio del material [1].

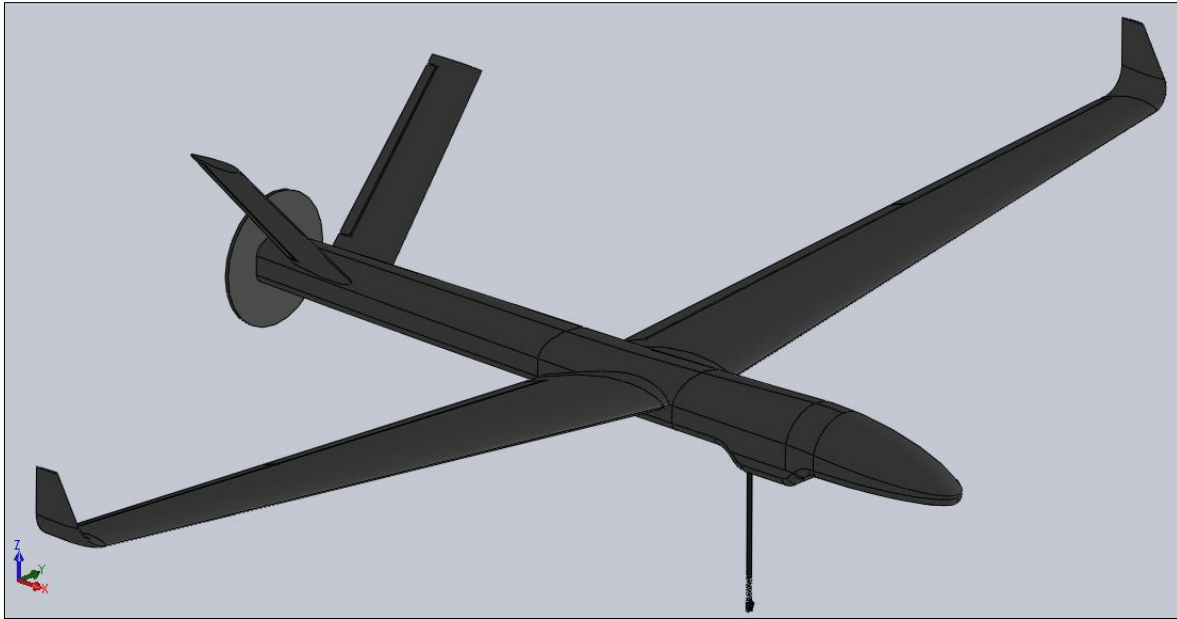


Figura 2.5 Modelo del Sistema Aéreo No Tripulado en SolidWorks

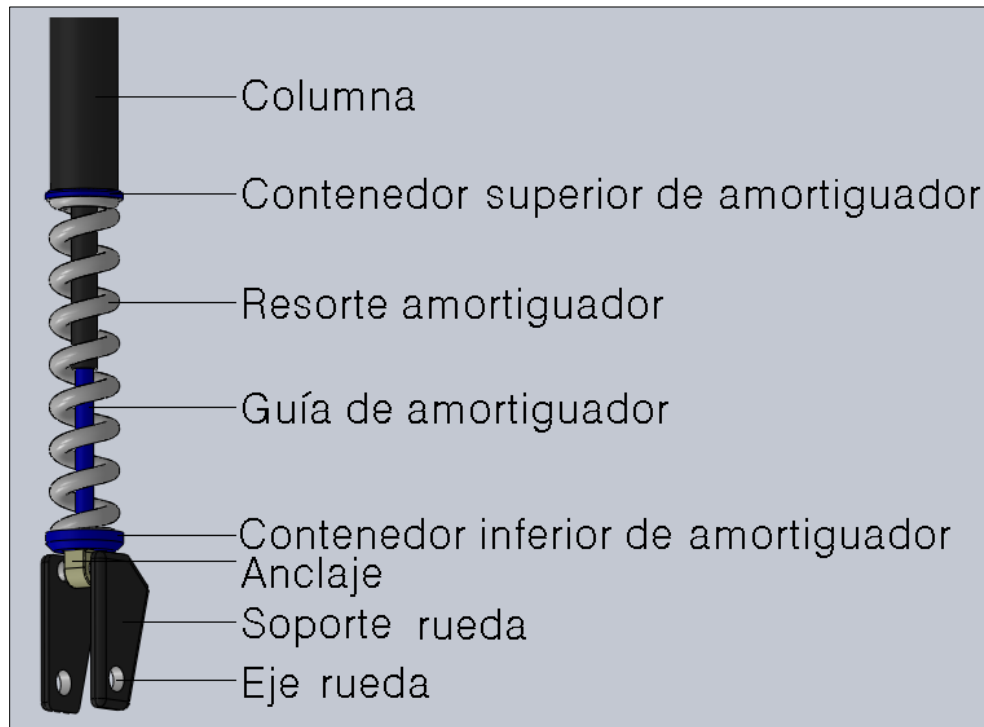


Figura 2.6 Partes del tren de aterrizaje de nariz del SANT en SolidWorks

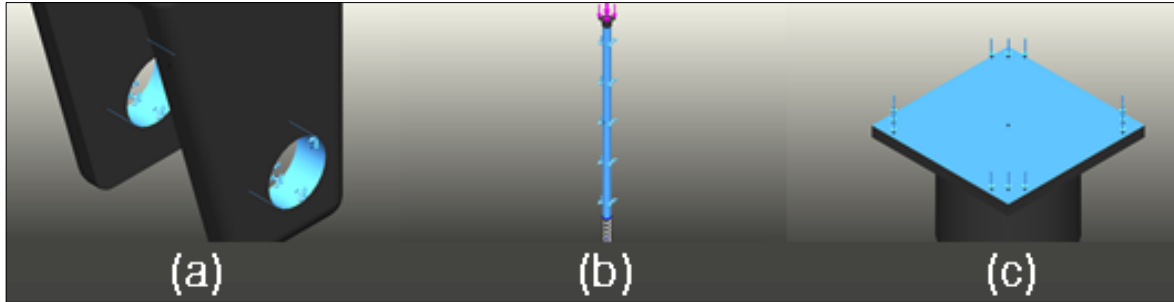


Figura 2.7 Condiciones de frontera del tren de aterrizaje de nariz del SANT en SolidWorks, (a) sujeción en las circunferencias que describen el eje de la rueda, (b) sujeción radial a lo largo de la columna y (c) carga aplicada.

El análisis realizado involucró los siguientes pasos:

- Generación del modelo
- Selección de tipo de elemento finito
- Introducción de las propiedades del material y de la geometría
- Discretización (división) de la estructura (medio continuo)
- Ensamble de elementos para obtener el modelo de elementos finitos del sistema
- Aplicación de condiciones de frontera, es decir, la carga y fijaciones
- Solución del sistema
- Análisis de resultados

El modelado de la pieza en conjunto realizado para comprobar el diseño por método de los elementos finitos, en el programa de Diseño Asistido por Ordenador (CAD, por sus siglas en inglés) SolidWorks, se ilustra en la figura 2.5 y 2.6, así como de forma específica en los planos del Apéndice C.

2.7 ANÁLISIS ESTÁTICO

El tren de aterrizaje es analizado bajo la condición crítica, descrita por las propiedades, parámetros y valores utilizados durante el diseño analítico del sistema. La carga aplicada es la Carga Dinámica Máxima calculada, igual a 199.0124 kg y colocada en la superficie superior del modelo en dirección al otro extremo, las sujeciones se colocaron en las circunferencias que describen el eje de la rueda, también se colocó sujeción radial a lo largo de la columna, estas condiciones de frontera se ilustran en la figura 2.7.

La simulación inicial realizada es el análisis estático del sistema, la figura 2.8 ilustra la distribución del Factor de Seguridad (F. S.) del tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg, el F.S. mínimo se encuentra en el resorte, igual a 1.09 y el máximo se encuentra en el vástago guía de diámetro menor del amortiguador, su escala en color no se aprecia debido a estar dentro del vástago guía de diámetro mayor, pero su valor es $3.25817e+12$ ubicado en el nodo 80687 de acuerdo al informe generado. A pesar de que el factor de seguridad es próximo a uno, es importante mencionar que la simulación se lleva a cabo bajo la carga crítica, por lo tanto el resultado es favorable, ya que soportando 199.0124 kg, es decir 54.9758 % de la carga máxima al despegue, lo ideal sería que soportara toda la carga de la aeronave pero sería un error fatal de diseño, debido al peso como reflejo de lo robusto que sería, además de que se estaría considerando que la aeronave siempre aterrizará de manera incorrecta, es decir teniendo contacto del tren de nariz con la pista antes de que el tren principal lo tuviera. La figura 2.9 ilustra la distribución de Tensión Nodal (T. N.) del tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg, es decir la tensión a la que el elemento está sometido, la cual tiene un valor mínimo de 0.000317 Pa en el soporte de la rueda y la columna, debido a que el resorte absorbe la energía, en este elemento, específicamente en la superficie descrita por el diámetro interno del resorte, se encuentra la tensión máxima, igual a 948.648 MPa, debajo del límite elástico igual a 1034 MPa, lo cual significa que ningún elemento se deformará de manera permanente.

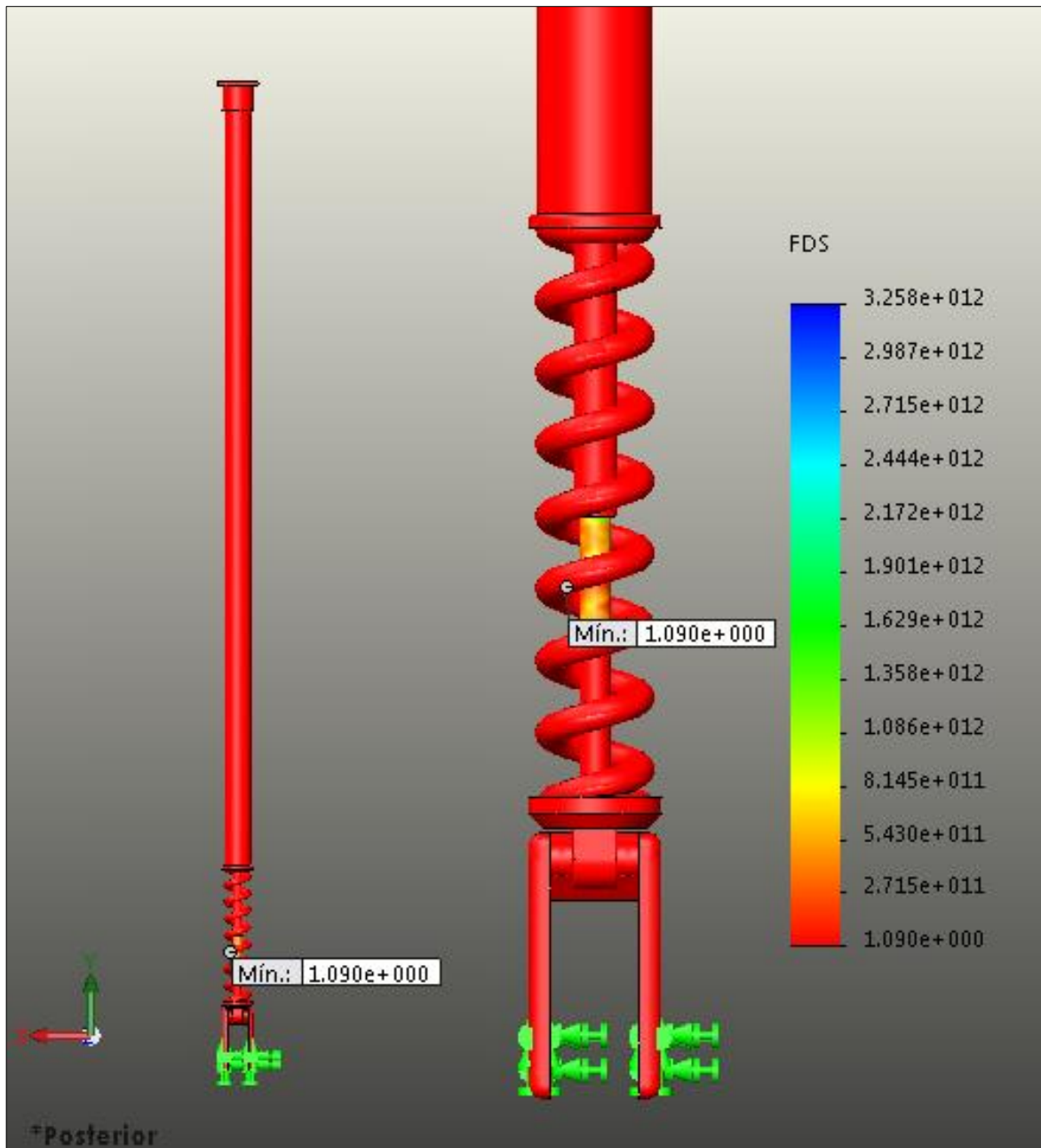


Figura 2.8 Análisis en SolidWorks mediante los elementos finitos del Factor de seguridad del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.

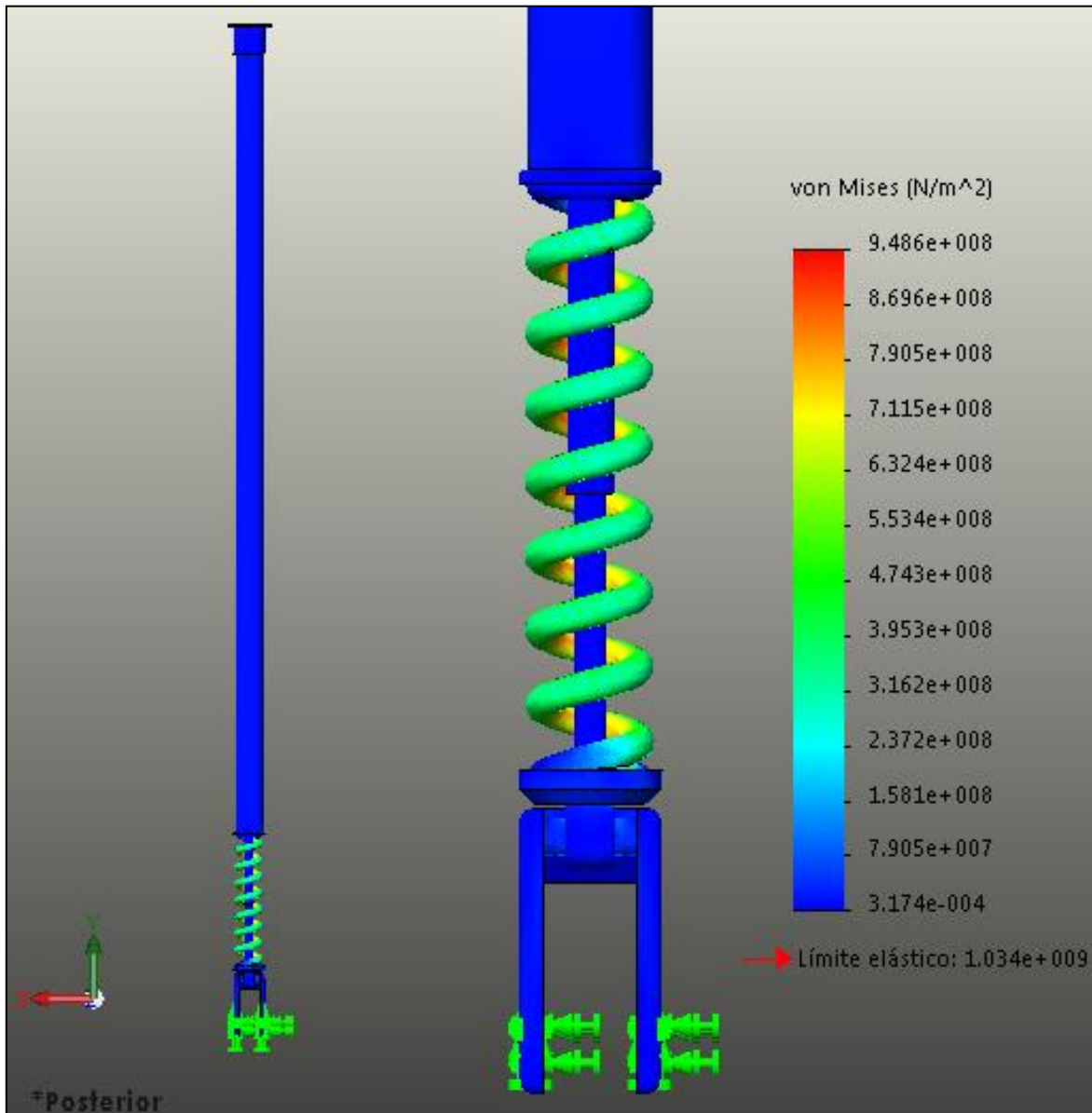


Figura 2.9 Análisis estático en SolidWorks mediante los elementos finitos de Tensión Nodal del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.

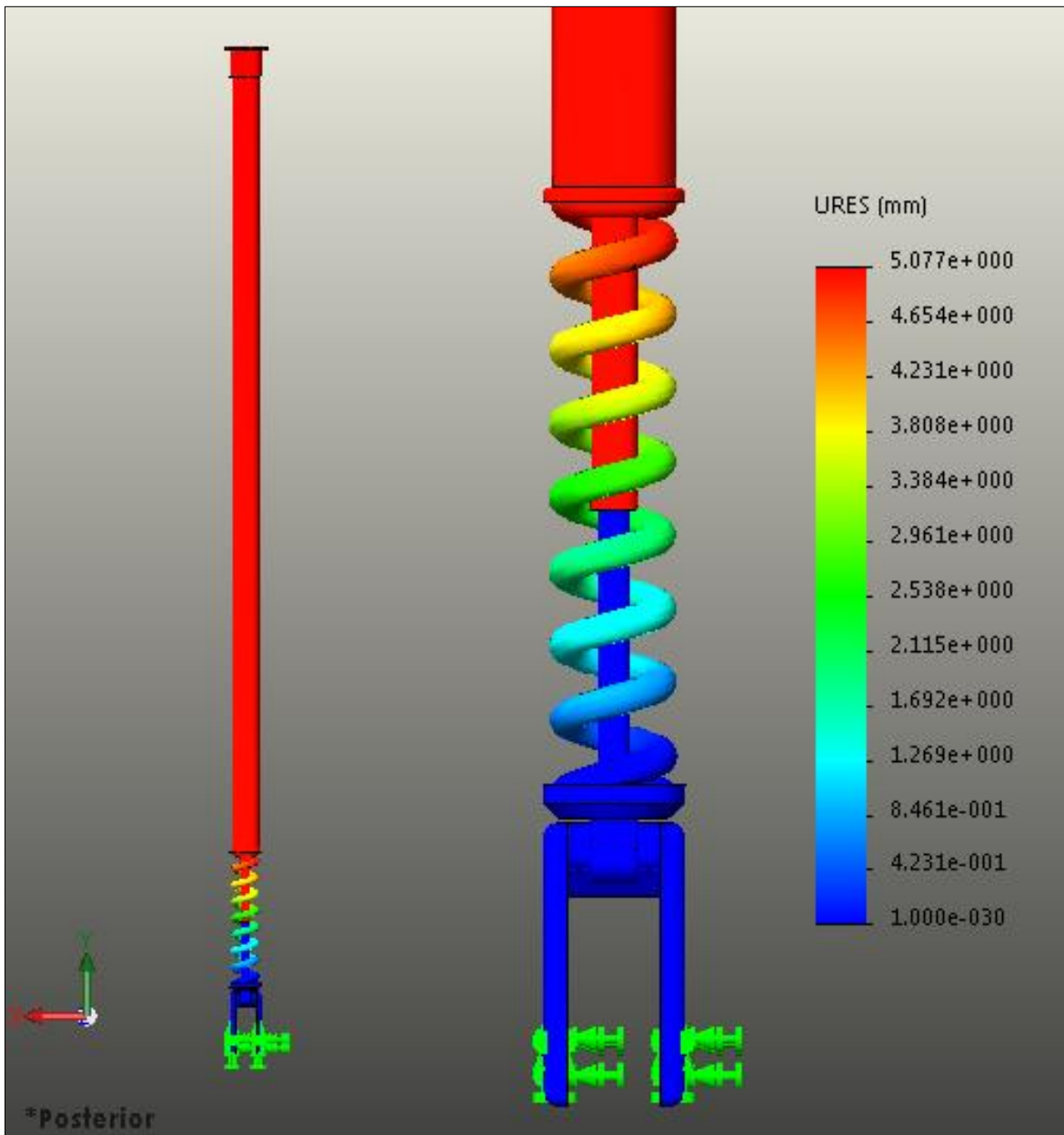


Figura 2.10 Análisis estático en SolidWorks mediante los elementos finitos del Desplazamiento del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.

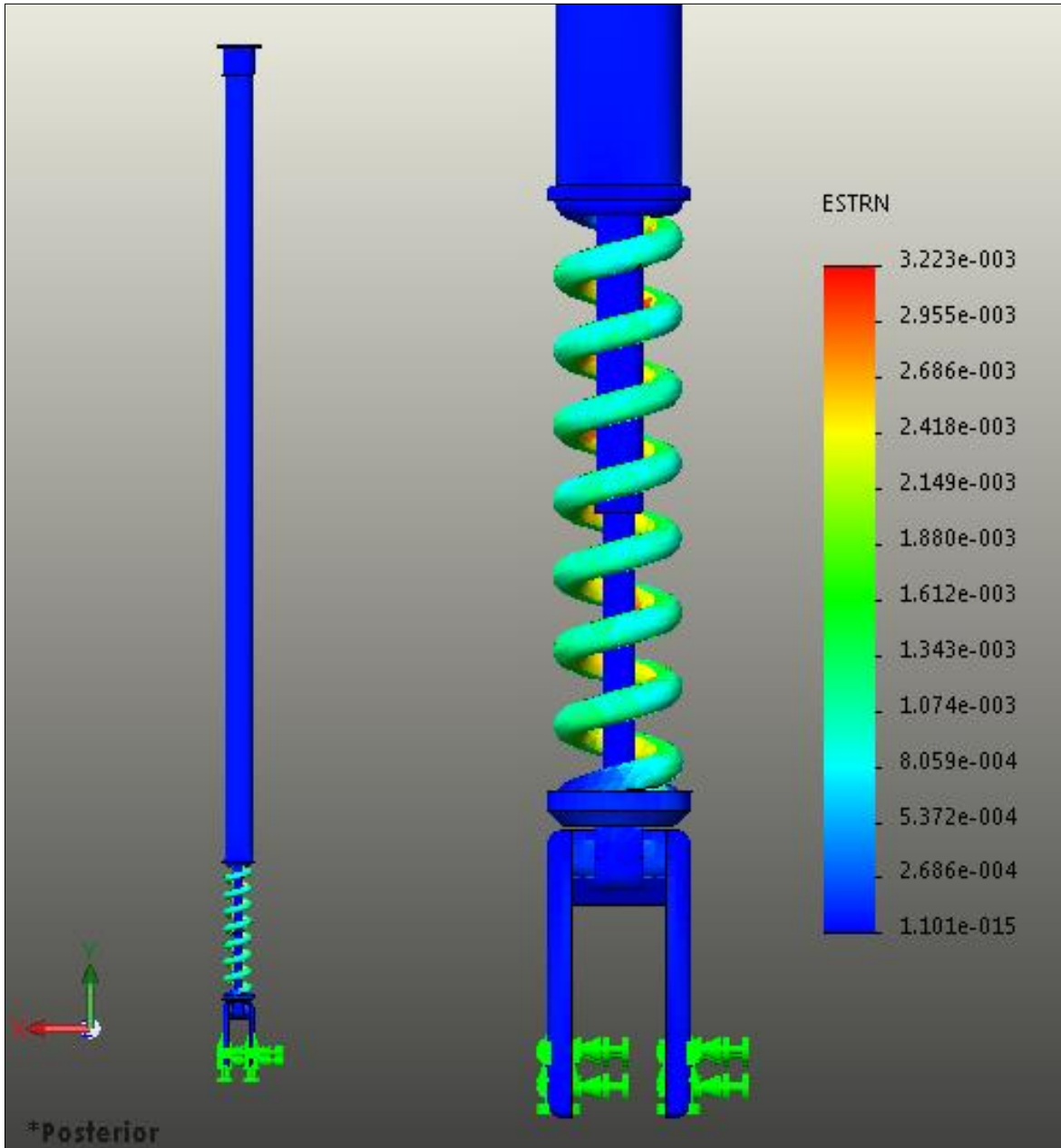


Figura 2.11 Análisis estático en SolidWorks mediante los elementos finitos de la Deformación Unitaria del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.

Las figuras 2.10 y 2.11 ilustran el Desplazamiento del sistema y la Deformación unitaria del tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg, en la primera se aprecia claramente como el resorte absorbe toda la energía antes de llegar al soporte de la rueda, mientras que la figura 2.11 indica como es de esperarse de acuerdo a los resultados de Tensión Nodal, que la deformación unitaria se lleva a cabo en la superficie descrita por el diámetro interno del resorte y a través de todo el elemento, con un máximo valor de 0.00322341 de acuerdo al informe generado.

2.8 ANÁLISIS DE FATIGA

El tren de aterrizaje es analizado bajo la condición crítica, descrita por las propiedades, parámetros y valores utilizados durante el diseño analítico del sistema. La carga aplicada es la Carga Dinámica Máxima calculada, igual a 199.0124 kg y colocada en la superficie superior del modelo en dirección al otro extremo con un patrón oscilatorio de amplitud constante, las sujeciones se colocaron en las circunferencias que describen el eje de la rueda, también se colocó sujeción radial a lo largo de la columna, estas condiciones de frontera se ilustran en la figura 2.7. La figura 2.12 ilustra el porcentaje de daño del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg, la mayoría de la estructura permanece intacta, sin embargo en la superficie descrita por el diámetro interno del resorte, se encuentra el mayor porcentaje igual a 93.4506, esto significa que por cada unidad de carga máxima que recibe el sistema, 0.93 de la carga repercute en esa superficie del resorte. La figura 2.13 y 2.14 ilustra el número de ciclos del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima, los elementos del tren a excepción del resorte, soportan un total de 1000000 aterrizajes críticos, mientras que el resorte sólo soportará 1070. Por lo tanto en el manual de mantenimiento del producto debe especificarse el número de aterrizajes en condición crítica máximos para el cambio del elemento, aunado a la tolerancia indicada.

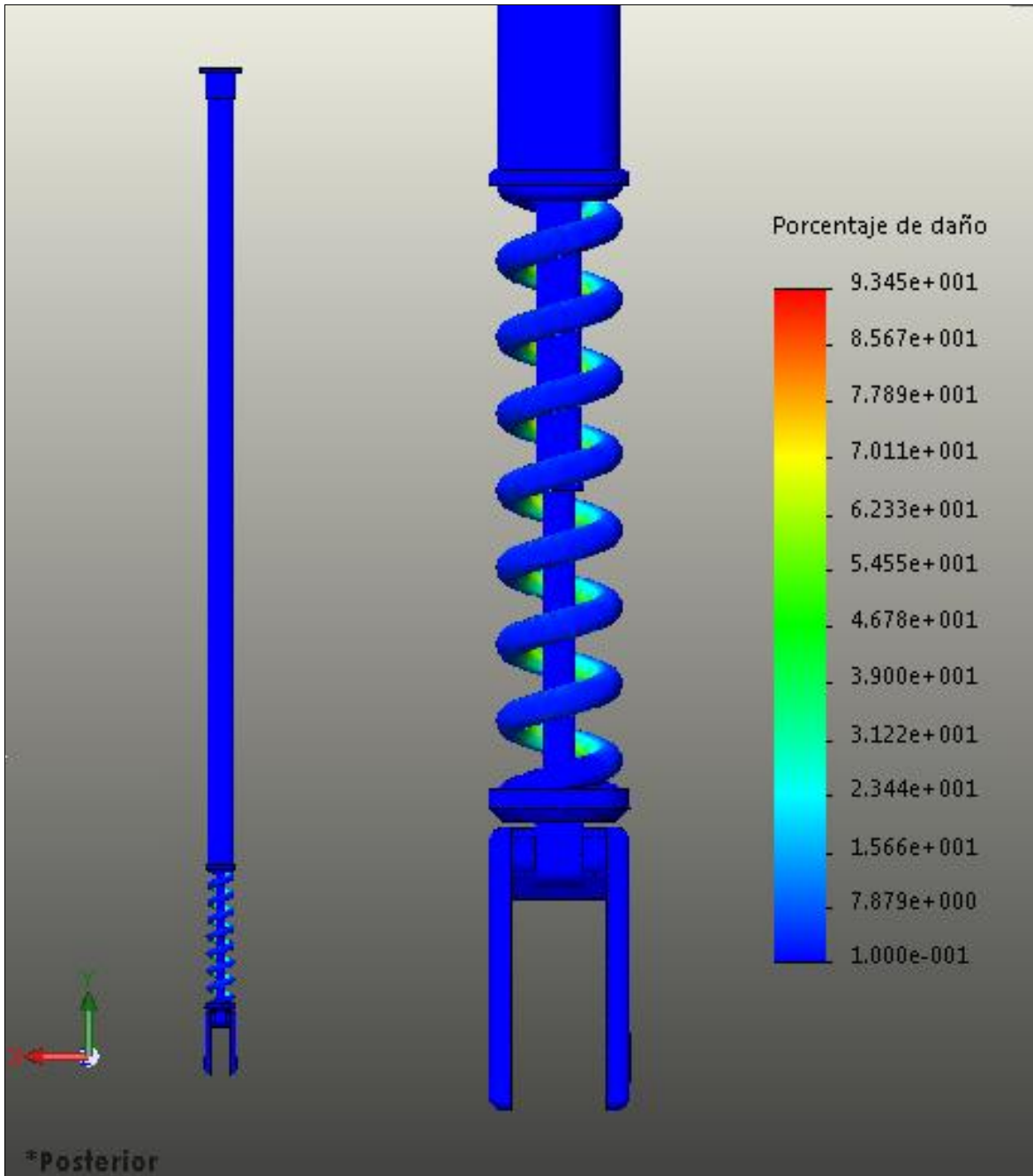


Figura 2.12 Análisis de fatiga en SolidWorks mediante los elementos finitos del porcentaje de daño del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg

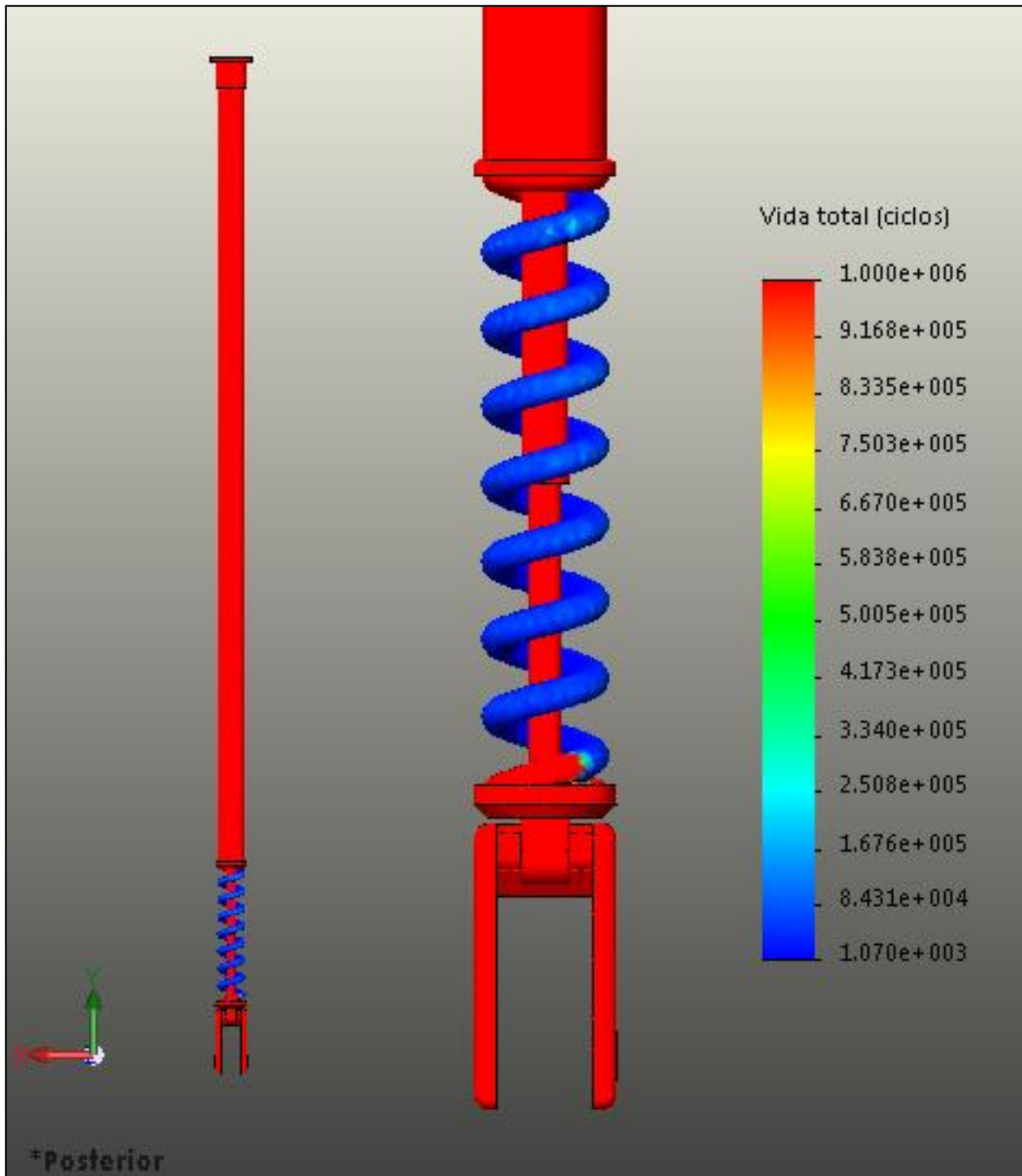


Figura 2.13 Análisis de fatiga en SolidWorks mediante los elementos finitos del número de ciclos del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT antes de fallar, sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.

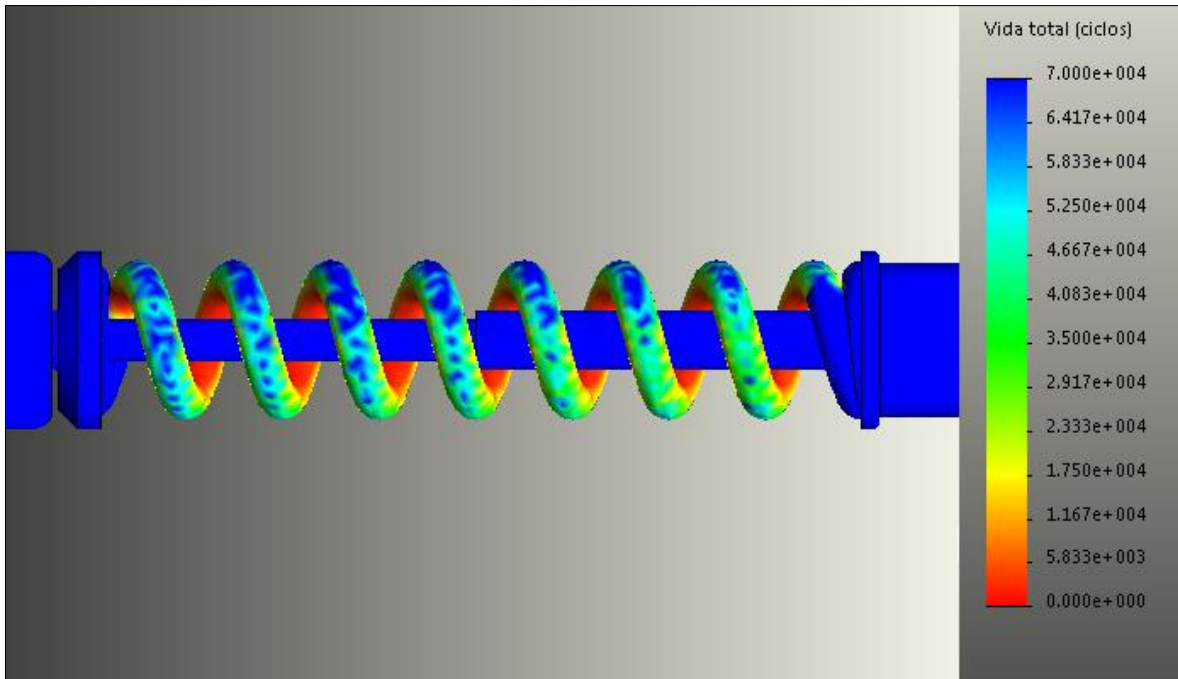


Figura 2.14 Número de ciclos a detalle del amortiguador

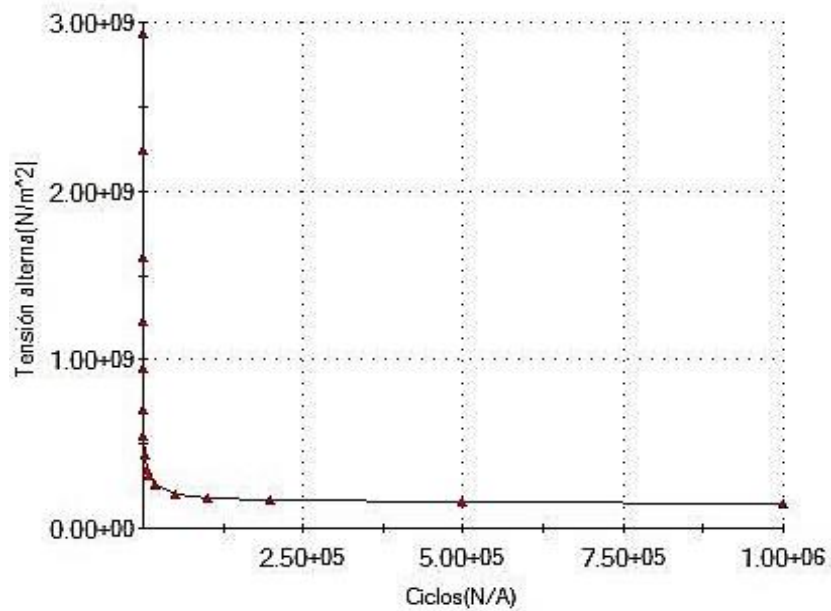


Figura 2.15 Resistencia a la fatiga del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT, sometido a la carga dinámica máxima de 199.0124 kg.

Finalmente la figura 2.15 ilustra la resistencia a la fatiga del sistema tren de aterrizaje de nariz del SANT sometido a la carga dinámica máxima, definida como la tensión en la que ocurre el fallo por fatiga tras cierto número de ciclos. La representación gráfica de los puntos de datos de fatiga es la amplitud de tensión cíclica o tensión alterna (eje vertical) frente al número de ciclos hasta el fallo (eje horizontal).

Las muestras se prueban en una serie de niveles de tensión decreciente hasta que no aparece ningún fallo en un número de ciclos máximo (habitualmente unos 10 millones de ciclos). La parte casi horizontal de la curva define la fatiga o el límite de resistencia para el material de prueba. Si la amplitud aplicada de la tensión está por debajo del límite de resistencia del material, se dice que la muestra tiene una vida "infinita". Sin embargo, para muchos metales y aleaciones no férricas como en el caso de la columna principal del tren (Al 6063-T6), no habrá un límite de resistencia definido y la parte baja de la tensión de la curva no convergerá hacia una línea horizontal. En su lugar, estos materiales muestran una curva S-N continuamente decreciente, sin embargo la aleación del resorte cuenta con el límite de resistencia debido a su número de ciclos (1070) definido.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] ADELAIDO I. MATIAS DOMÍNGUEZ (2014). *El Método del Elemento Finito mediante El software ANSYS WB II. (2da edición)*, pág. 1-22. Ciudad de México, I.P.N.
- [2] AKHILESH JHA (2009). *Landing Gear Layout Design for Unmanned Aerial Vehicle*. National Conference on Machines and Mechanism, NaCoMM-2009-TKAj2, NIT Durgapur, India.
- [3] A. DE VEDIA LUIS Y SVODOBA HERNÁN (2002). *Fatiga*, Ensayo Industrial. Depto. De Ingeniería Mecánica y Naval, pág. 1-9 and 69-122. Universidad de Buenos Aires, Argentina.
- [4] DANIEL GAY, SUONG V. HOA and STEPHEN W. TSAI (2003). *Composite Materials. Design and Applications*. Library of Congress Cataloging in Publication Data, 2003 by CRC Press LLC, French edition published by Editions Hemes, Paris, 1997.
- [5] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (1999). *Aircraft Weight and Balance Handbook*, U.S. Department of Transportation, chap. 3-1—3-7 and 4-1—4-7. United States of America.
- [6] MICHAEL CHUN YUNG NIU (1999). *Airframe Stress analysis and sizing. (2nd edition)*, Hong Kong Conmilit Press Ltd., pag. 80-124, 394-468 and 667-718. Hong Kong.
- [7] MOHAMMAD H. SADRAEY (2013). *Aircraft Design. A Systems Engineering Approach. (1th edition)*, John Wiley & Sons, Ltd. Publication, pág. 479-544. United States of America.
- [8] NORMAN S. CURREY (1988). *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices (1th edition)*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. (AIAA), pag. 13-42 and 69-122. United States of America.
- [9] REG AUSTIN (2010). *Unmanned Aircraft Systems. UAV's Design, Development and Deployment. (1th edition)*, John Wiley & Sons, Ltd. Publication, pag.19-20 and 75-112. UK.
- [10] The UAV, UAV Types, Photos and News. *Autonomy technology that will become important to future UAV development falls under the following categories*, Consulta julio 2015, <http://www.theuav.com/>
- [11] THOMAS HENRY GORDON MEGSON (2007). *An Introduction to Aircraft Structural Analysis. (4th edition)*, Elsevier, pág. 253-287 and 351-370. United States of America.
- [12] U.S. Department of Defense, UAV Unmanned Aerial Vehicles. *UAV Evolution-Share are we?*, Consulta julio 2015, <http://www.defense.gov/specials/uav2002/>

APÉNDICE



Informe de análisis estático en SolidWorks



Análisis Estático

Fecha: jueves, 23 de julio de 2015

Diseñador: Morgado Rodríguez Luis Roberto
Rojo Mendoza Octavio

Nombre de estudio: Static_analysis_nose_gear

Tipo de análisis: Análisis estático

Descripción

El tren de aterrizaje es analizado bajo la condición crítica, descrita por las propiedades, parámetros y valores utilizados durante el diseño analítico del sistema. La carga aplicada es la Carga Dinámica Máxima calculada, igual a 199.0124 kg y colocada en la superficie superior del modelo en dirección al otro extremo, las sujeciones se colocaron en las circunferencias que describen el eje de la rueda, también se colocó sujeción radial a lo largo de la columna.

Tabla de Contenido

Descripción	1
Suposiciones	2
Información de modelo	2
Propiedades del estudio	3
Unidades	3
Propiedades de material	4
Cargas y sujeciones.....	5
Información de malla	6
Fuerzas resultantes.....	7
Resultados del estudio.....	8



Suposiciones

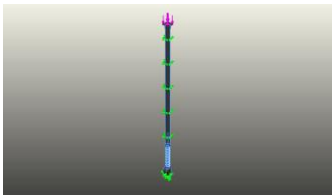
La carga aplicada es 199.0124 kg (representación rosa) y colocada en la superficie superior del modelo en dirección al otro extremo, las sujeciones (representación verde) se colocaron en las circunferencias que describen el eje de la rueda, también se colocó sujeción radial a lo largo de la columna.

Información de modelo



Nombre del modelo: nose_gear
 Configuración actual: Default

Sólidos

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
Redondeo 	Sólido	Masa: 1.18558 kg Volumen: 0.000150816 m ³ Densidad: 7861.09 kg/m ³ Peso: 11.6186 N	C:\Users\Gateway\Desktop\Roberto\CAD\nose_gear_2.SLDPRT Jul 23 01:04:31 2015

Propiedades del estudio

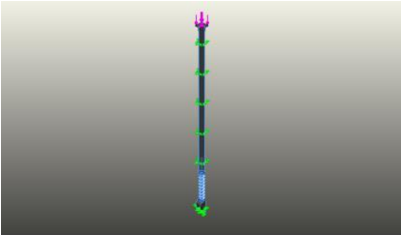
Nombre de estudio	Static_analysis_nose_gear
Tipo de análisis	Análisis estático
Tipo de malla	Malla sólida
Efecto térmico:	Activar
Opción térmica	Incluir cargas térmicas
Temperatura a tensión cero	298 Kelvin
Incluir los efectos de la presión de fluidos desde SolidWorks Flow Simulation	Desactivar
Tipo de solver	FFEPlus
Efecto de rigidización por tensión (Inplane):	Desactivar
Muelle blando:	Desactivar
Desahogo inercial:	Desactivar
Opciones de unión rígida incompatibles	Automática
Gran desplazamiento	Activar
Calcular fuerzas de cuerpo libre	Activar
Fricción	Desactivar
Utilizar método adaptativo:	Desactivar
Carpeta de resultados	Documento de SolidWorks (C:\Users\Gateway\Desktop\Roberto\CAD)

Unidades

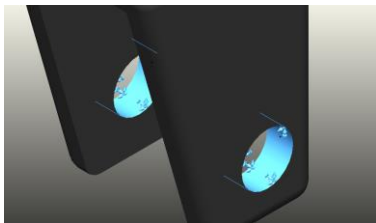
Sistema de unidades:	Métrico (MKS)
Longitud/Desplazamiento	mm
Temperatura	Kelvin
Velocidad angular	Rad/seg
Presión/Tensión	N/m ²



Propiedades de material

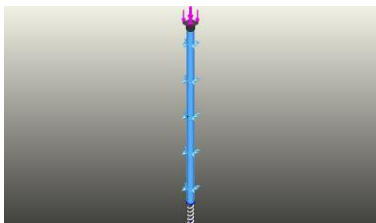
Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	<p> Nombre: chrome silicon A401 Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal Criterio de error predeterminado: Tensión máxima de von Mises Límite elástico: 1.034e+009 N/m² Límite de tracción: 1.158e+009 N/m² Módulo elástico: 2.1e+011 N/m² Coefficiente de Poisson: 0.3 Densidad: 7861.09 kg/m³ Módulo cortante: 1.16008e+015 N/m² </p>	<p> Sólido 6(Redondeo10)(nose_gear) </p>
Datos de curva:N/A		

Cargas y sujeciones

Nombre de sujeción	Imagen de sujeción	Detalles de sujeción
Fijo-1		Entidades: 2 cara(s) Tipo: Geometría fija

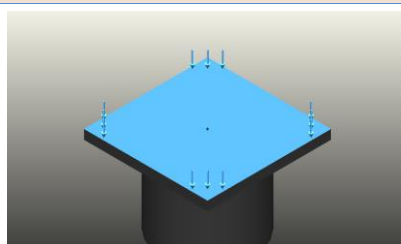
Fuerzas resultantes

Componentes	X	Y	Z	Resultante
Fuerza de reacción(N)	0.21313	1952.31	-13.9329	1952.36
Momento de reacción(N.m)	0	0	0	0

Sobre caras cilíndricas-1		Entidades: 1 cara(s) Tipo: Sobre caras cilíndricas Traslación: 0, 0 rad., --- Unidades: mm
---------------------------	--	---

Fuerzas resultantes

Componentes	X	Y	Z	Resultante
Fuerza de reacción(N)	-0.196671	0	14.2463	14.2476
Momento de reacción(N.m)	0	0	0	0

Nombre de carga	Cargar imagen	Detalles de carga
Fuerza-3		Entidades: 1 cara(s) Tipo: Aplicar fuerza normal Valor: 1952.31 N

Información de malla

Tipo de malla	Malla sólida
Mallador utilizado:	Malla basada en curvatura
Puntos jacobianos	4 Puntos
Tamaño máximo de elemento	0 mm
Tamaño mínimo del elemento	0 mm
Calidad de malla	Elementos cuadráticos de alto orden

Información de malla - Detalles

Número total de nodos	90493
Número total de elementos	46395
Cociente máximo de aspecto	17.184
% de elementos cuyo cociente de aspecto es < 3	96.5
% de elementos cuyo cociente de aspecto es > 10	0.0151
% de elementos distorsionados (Jacobiana)	0
Tiempo para completar la malla (hh:mm:ss):	00:00:46
Nombre de computadora:	GATEWAY-PC

Nombre de modelo: nose_gear_2
Nombre de estudio: static_analysis_nose_gear[-Default-]
Tipo de malla: Malla de sólido



Fuerzas resultantes

Fuerzas de reacción

Conjunto de selecciones	Unidades	Suma X	Suma Y	Suma Z	Resultante
Todo el modelo	N	0.0155857	1952.31	0.315825	1952.31

Momentos de reacción

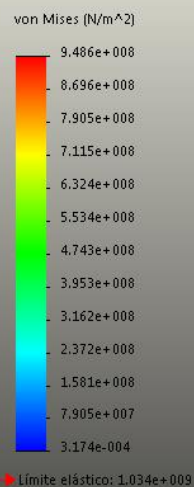
Conjunto de selecciones	Unidades	Suma X	Suma Y	Suma Z	Resultante
Todo el modelo	N.m	0	0	0	0



Resultados del estudio

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Tensiones1	VON: Tensión de von Mises	0.000317356 N/m ² Nodo: 80687	9.48648e+008 N/m ² Nodo: 1028

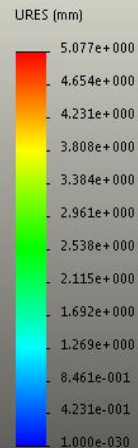
Nombre de modelo: nose_gear_2
 Nombre de estudio: static_analysis_nose_gear(Default-)
 Tipo de resultado: Análisis estático tensión nodal Tensiones1
 Escala de deformación: 1



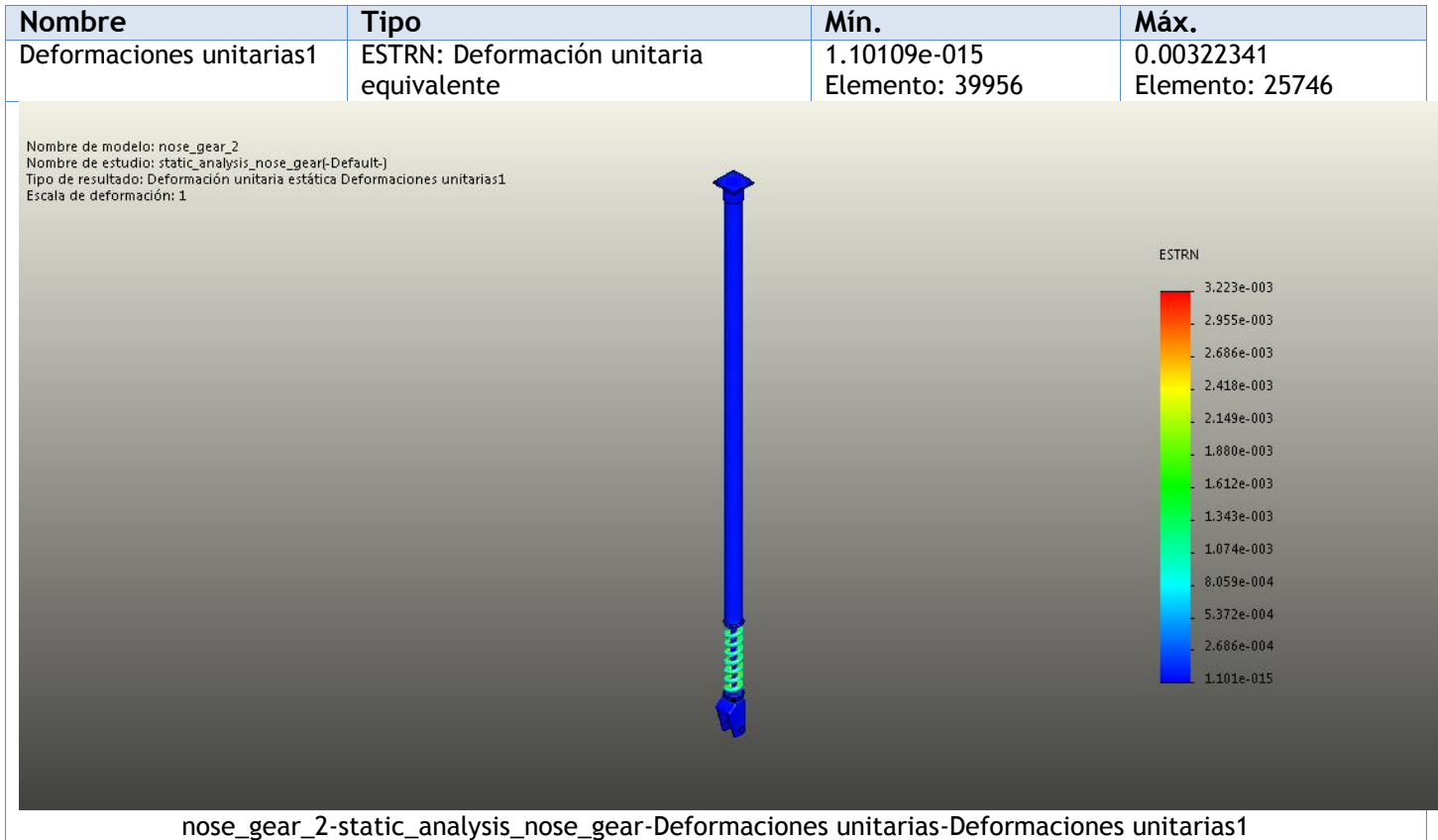
nose_gear_2-static_analysis_nose_gear-Tensiones-Tensiones1

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Desplazamientos1	URES: Desplazamiento resultante	0 mm Nodo: 1349	5.07668 mm Nodo: 13762

Nombre de modelo: nose_gear_2
 Nombre de estudio: static_analysis_nose_gear-Default-
 Tipo de resultado: Desplazamiento estático Desplazamientos1
 Escala de deformación: 1




nose_gear_2-static_analysis_nose_gear-Desplazamientos-Desplazamientos1



Nombre	Tipo
Desplazamientos1{1}	Forma deformada

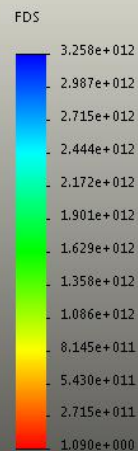
Nombre de modelo: nose_gear_2
Nombre de estudio: static_analysis_nose_gear(Default-)
Tipo de resultado: Forma deformada Desplazamientos1{1}
Escala de deformación: 1



nose_gear_2-static_analysis_nose_gear-Desplazamientos-Desplazamientos1{1}

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Factor de seguridad	Automático	1.08997 Nodo: 1028	3.25817e+012 Nodo: 80687


Nombre de modelo: nose_gear_2
 Nombre de estudio: static_analysis_nose_gear(Default)
 Tipo de resultado: Factor de seguridad Factor de seguridad1
 Criterio: Automático
 Distribución de factor de seguridad: FDS mín = 1.1



nose_gear_2-static_analysis_nose_gear-Factor de seguridad-Factor de seguridad1

Nombre	Tipo
Percepción del diseño1	Percepción del diseño

Nombre de modelo: nose_gear_2
Nombre de estudio: static_analysis_nose_gear(Default)
Tipo de resultado: Percepción del diseño Percepción del diseño1
Volumen (Elemento/Geométrico) = 7.93 %/ 10.52 %



nose_gear-static_analysis_nose_gear-Percepción del diseño-Percepción del diseño1

APÉNDICE



B

Informe de análisis de fatiga en SolidWorks



Análisis Fatiga

Fecha: jueves, 23 de julio de 2015

Diseñador: Morgado Rodríguez Luis Roberto
Rojo Mendoza Octavio

Nombre de estudio: Fatiga

Tipo de análisis: Fatiga (Amplitud constante)

Table of Contents

Descripción	1
Suposiciones	2
Información de modelo	2
Propiedades del estudio	3
Unidades	3
Propiedades de material	4
Opciones de carga	4
Resultados del estudio	5

Descripción

El tren de aterrizaje es analizado bajo la condición crítica, descrita por las propiedades, parámetros y valores utilizados durante el diseño analítico del sistema. La carga aplicada es la Carga Dinámica Máxima calculada, igual a 199.0124 kg y colocada en la superficie superior del modelo en dirección al otro extremo con un patrón oscilatorio de amplitud constante, las sujeciones se colocaron en las circunferencias que describen el eje de la rueda, también se colocó sujeción radial a lo largo de la columna.



Suposiciones


La carga aplicada es 199.0124 kg y colocada en la superficie superior del modelo en dirección al otro extremo con un patrón oscilatorio de amplitud constante, las sujeciones se colocaron en las circunferencias que describen el eje de la rueda, también se colocó sujeción radial a lo largo de la columna.

Información de modelo



Nombre del modelo: nose_gear
 Configuración actual: Default

Sólidos

Nombre de documento y referencia	Tratado como	Propiedades volumétricas	Ruta al documento/Fecha de modificación
Redondeo 	Sólido	Masa: 1.18558 kg Volumen: 0.000150816 m ³ Densidad: 7861.09 kg/m ³ Peso: 11.6186 N	C:\Users\Gateway\Desktop\Roberto\CAD\nose_gear_2.SLDPR Jul 23 01:45:06 2015

Propiedades del estudio


Nombre de estudio	Fatiga
Tipo de análisis	Fatiga (Amplitud constante)
Interacción entre sucesos	Aleatoria
Calcular tensiones alternas usando	Intensidad de tensión (P1-P3)
Cara de elemento SHELL	Cara superior
Corrección de la tensión media	Ninguna
Factor de reducción de resistencia a la fatiga	1
Vida infinita	Desactivar
Carpeta de resultados	Documento de SolidWorks (C:\Users\Gateway\Desktop\Roberto\CAD)

Unidades

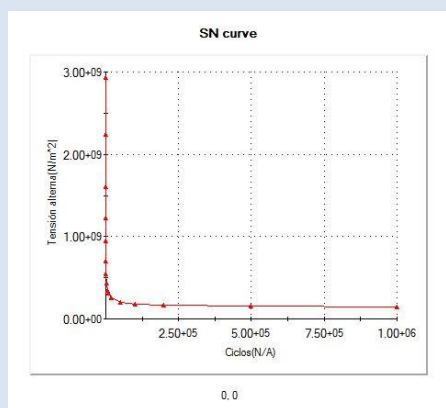
Sistema de unidades:	Métrico (MKS)
Longitud/Desplazamiento	mm
Temperatura	Kelvin
Velocidad angular	Rad/seg
Presión/Tensión	N/m ²



Propiedades de material

Referencia de modelo	Propiedades	Componentes
	Nombre: chrome silicon A401 Tipo de modelo: Isotrópico elástico lineal Criterio de error predeterminado: Tensión máxima de von Mises	Sólido (Redondeo)(nose_gear)

Datos de curva:



SN curve

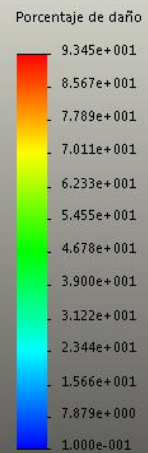
Opciones de carga

Nombre del evento	Nº de ciclos	Tipo de carga	Asociación de estudios		
			Nombre de estudio	Factor de escala	Paso
Suceso-1	1000	1952.3116 N	static_analysis_nose_gear	1	0

Resultados del estudio

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Resultados1	Daño acumulado	0.1 Nodo: 1	93.4506 Nodo: 1028

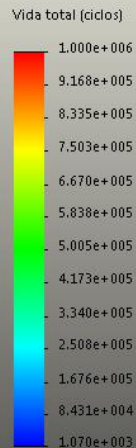
Nombre de modelo: nose_gear_2
 Nombre de estudio: Fatiga 1[-Default-]
 Tipo de resultado: Fatiga(Daño) Resultados1



nose_gear-Fatiga 1-Resultados-Resultados1

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Resultados2	Vida total	1070.08 ciclos Nodo: 1028	1e+006 ciclos Nodo: 1

Nombre de modelo: nose_gear_2
 Nombre de estudio: Fatiga 1(-Default-)
 Tipo de resultado: Fatiga(Vida) Resultados2

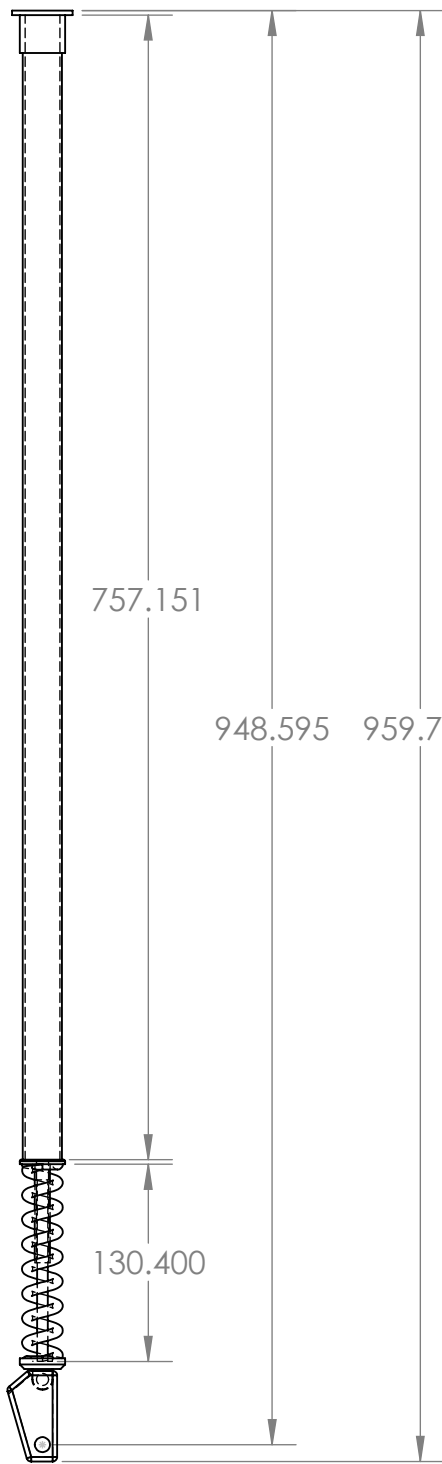


nose_gear-Fatiga 1-Resultados-Resultados2

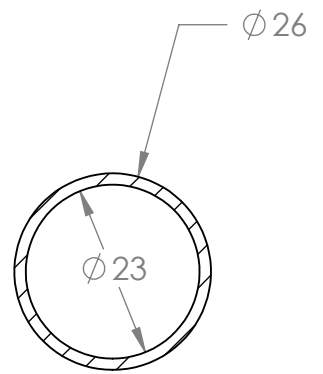
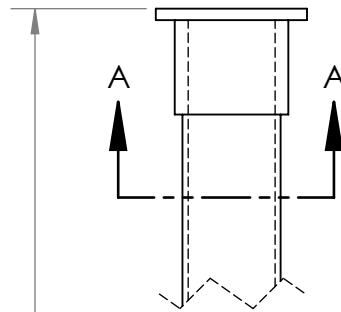
APÉNDICE



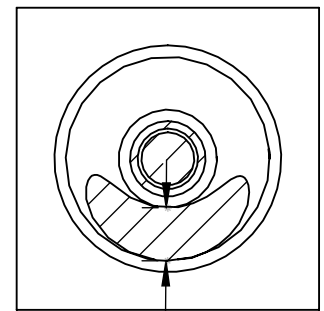
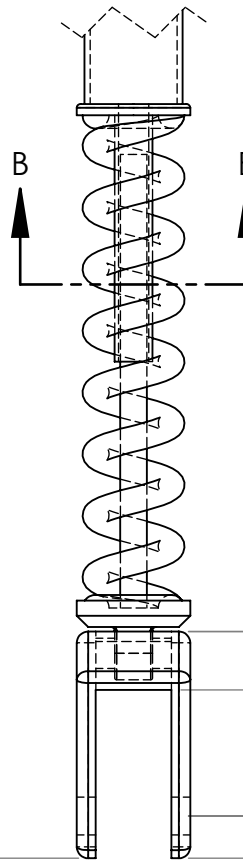
Planos de los elementos del tren de aterrizaje de
nariz en SolidWorks



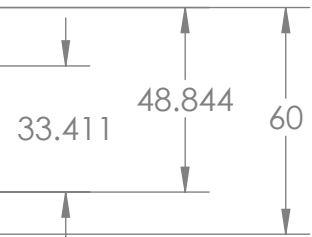
LATERAL
ESC: 1:5



SECCIÓN A
ESC: 1:1



SECCIÓN B
ESC: 1:1



FRONTAL
ESC: 1:2

PROPIEDAD
LA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DIBUJO ES PROPIEDAD DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL NINGUNA MODIFICACIÓN EN FORMA PARCIAL O TOTAL AL DIBUJO DEBE REALIZARSE SIN PERMISO DE LOS DISEÑADORES Y BAJO UN DISEÑO JUSTIFICADO.

DIMENSIONES: MILÍMETROS
MATERIAL RESORTE: CHROME SILICON A401
MATERIAL RESTO: ALUMINIO 6063-T6

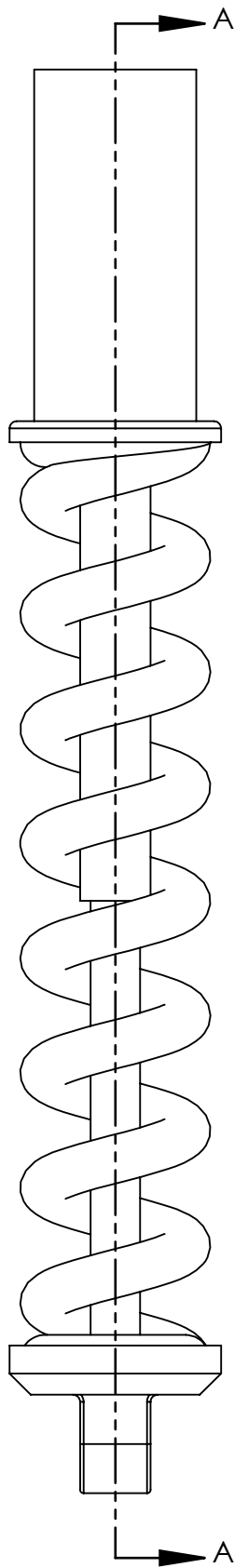
DISEÑADORES:
- MORGADO RODRÍGUEZ LUIS ROBERTO
- ROJO MENDOZA OCTAVIO

REVISADO POR:

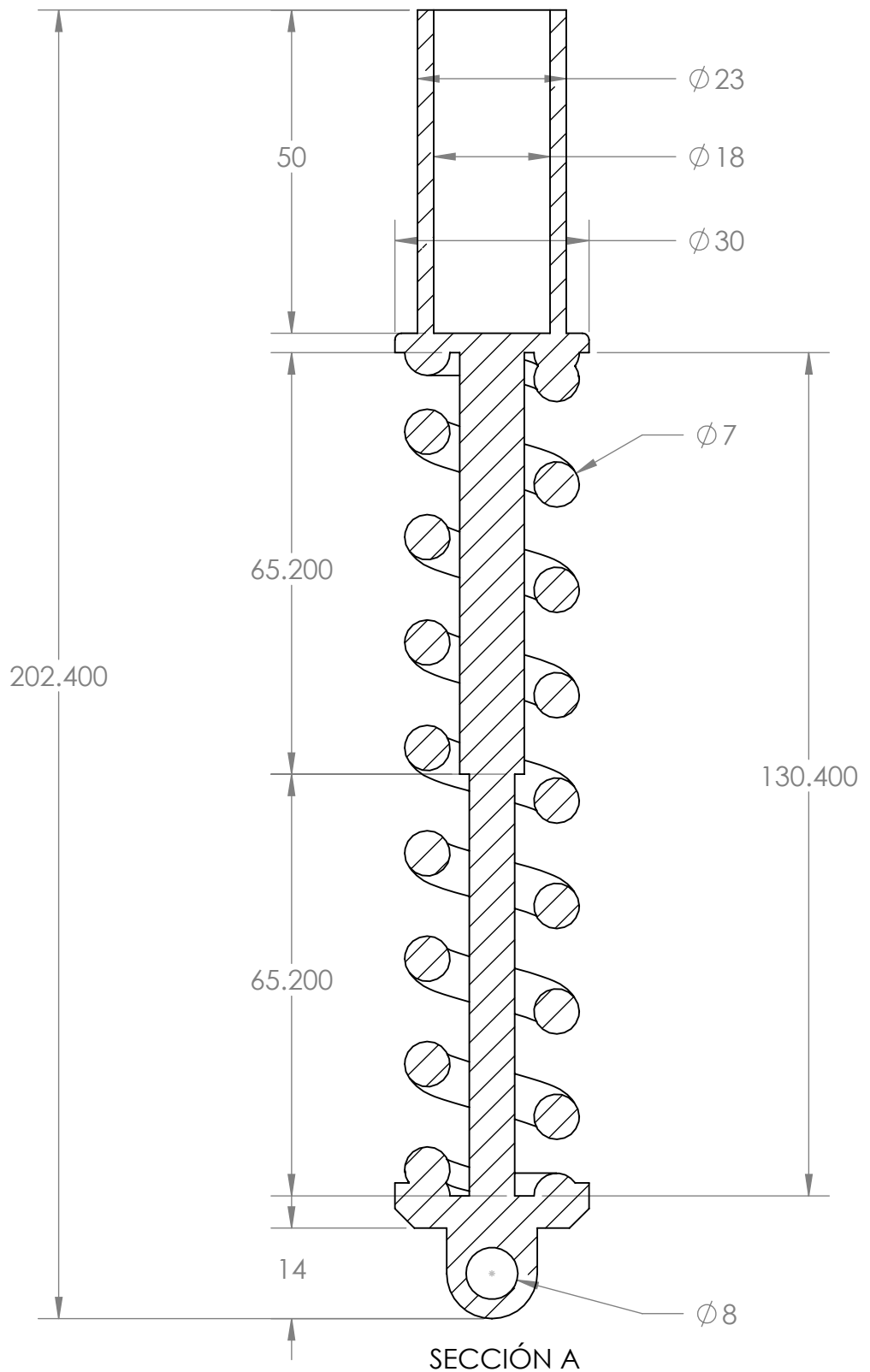
AUTORIZADO POR:

COMENTARIOS:

TAM	NOMBRE DIBUJO	REV.
A	TREN DE ATERRIZAJE DE NARIZ	
SCALA: 1:5	AUTORIZACIÓN:	HOJA 1 DE 5



FRONTAL



SECCIÓN A

PROPIEDAD

LA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DIBUJO ES PROPIEDAD DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL NINGUNA MODIFICACIÓN EN FORMA PARCIAL O TOTAL AL DIBUJO DEBE REALIZARSE SIN PERMISO DE LOS DISEÑADORES Y BAJO UN DISEÑO JUSTIFICADO.

DISEÑADORES:

- MORGADO RODRÍGUEZ LUIS ROBERTO
- ROJO MENDOZA OCTAVIO

DIMENSIONES: MILÍMETROS
MATERIAL RESORTE: CHROME SILICON A401
MATERIAL RESTO: ALUMINIO 6063-T6

REVISADO POR:

AUTORIZADO POR:

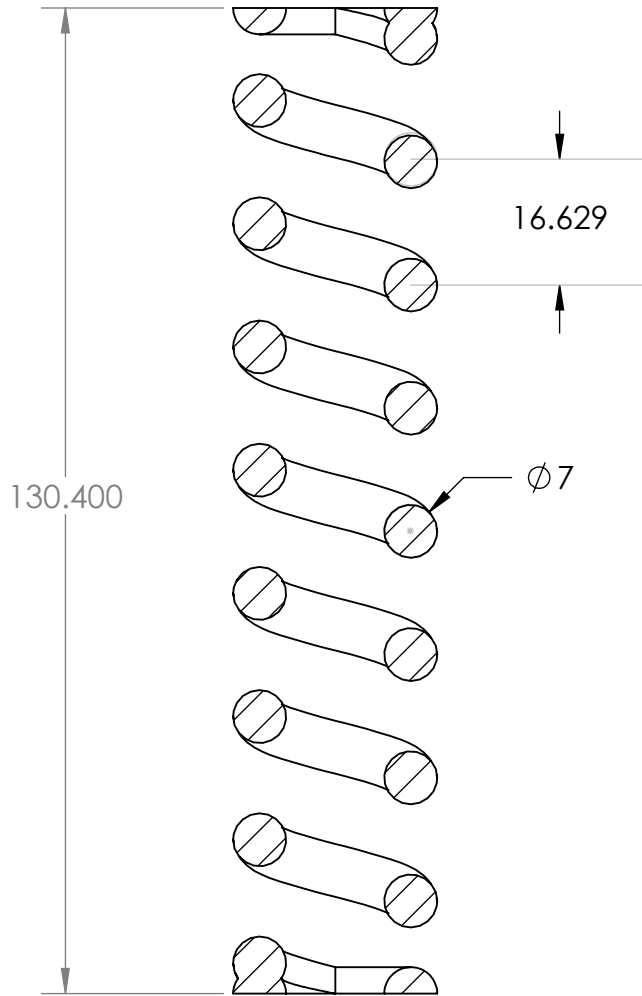
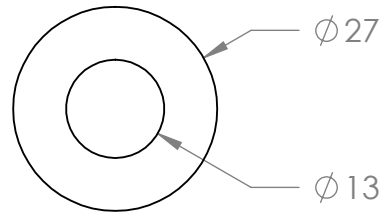
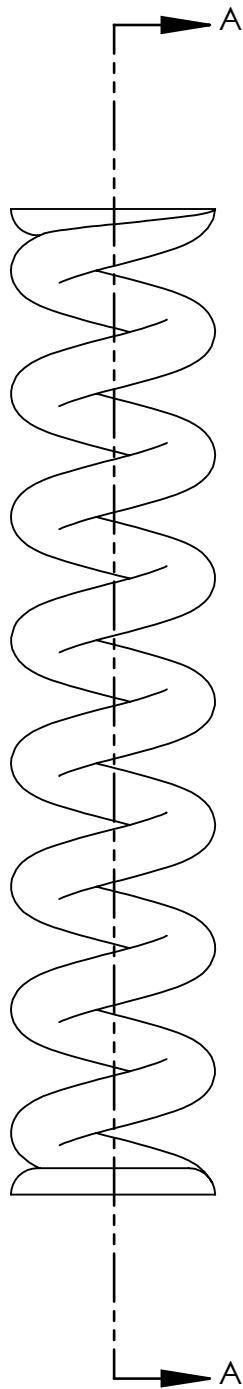
COMENTARIOS:

TAM NOMBRE DIBUJO
A RESORTE AMORTIGUADOR

REV.

SCALA: 1:1 AUTORIZACIÓN:

HOJA 2 DE 5



SECCIÓN A

PROPIEDAD

LA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DIBUJO ES PROPIEDAD DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL NINGUNA MODIFICACIÓN EN FORMA PARCIAL O TOTAL AL DIBUJO DEBE REALIZARSE SIN PERMISO DE LOS DISEÑADORES Y BAJO UN DISEÑO JUSTIFICADO.

DIMENSIONES: MILÍMETROS

MATERIAL: CHROME SILICON A401

DISEÑADORES:

- MORGADO RODRÍGUEZ LUIS ROBERTO
- ROJO MENDOZA OCTAVIO

REVISADO POR:

AUTORIZADO POR:

COMENTARIOS:

TAM | NOMBRE DIBUJO

A

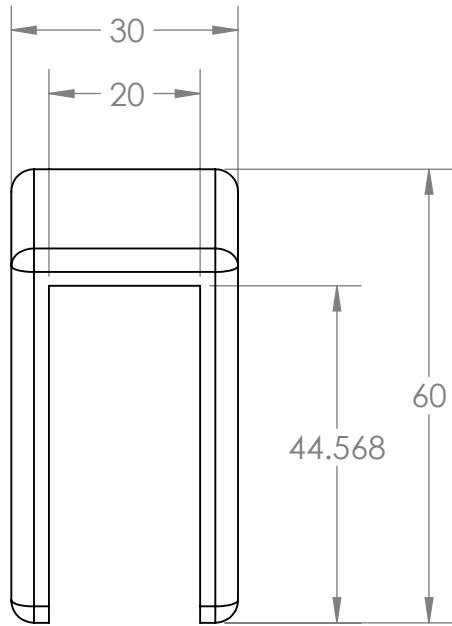
RESORTE

REV.

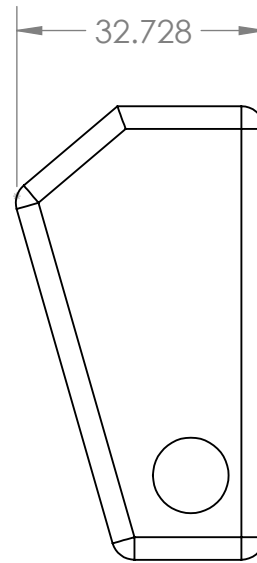
SCALA: 1:1

AUTORIZACIÓN:

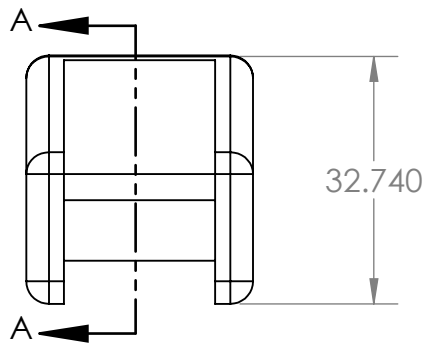
HOJA 3 DE 5



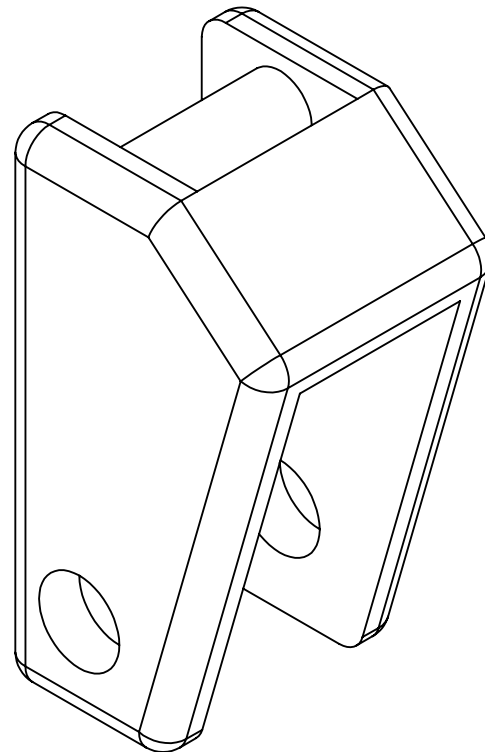
FRONTAL



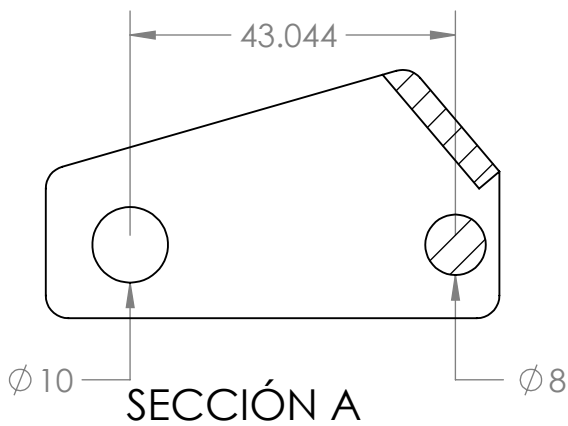
LATERAL



INFERIOR



ISOMÉTRICO
ESC: 2:1

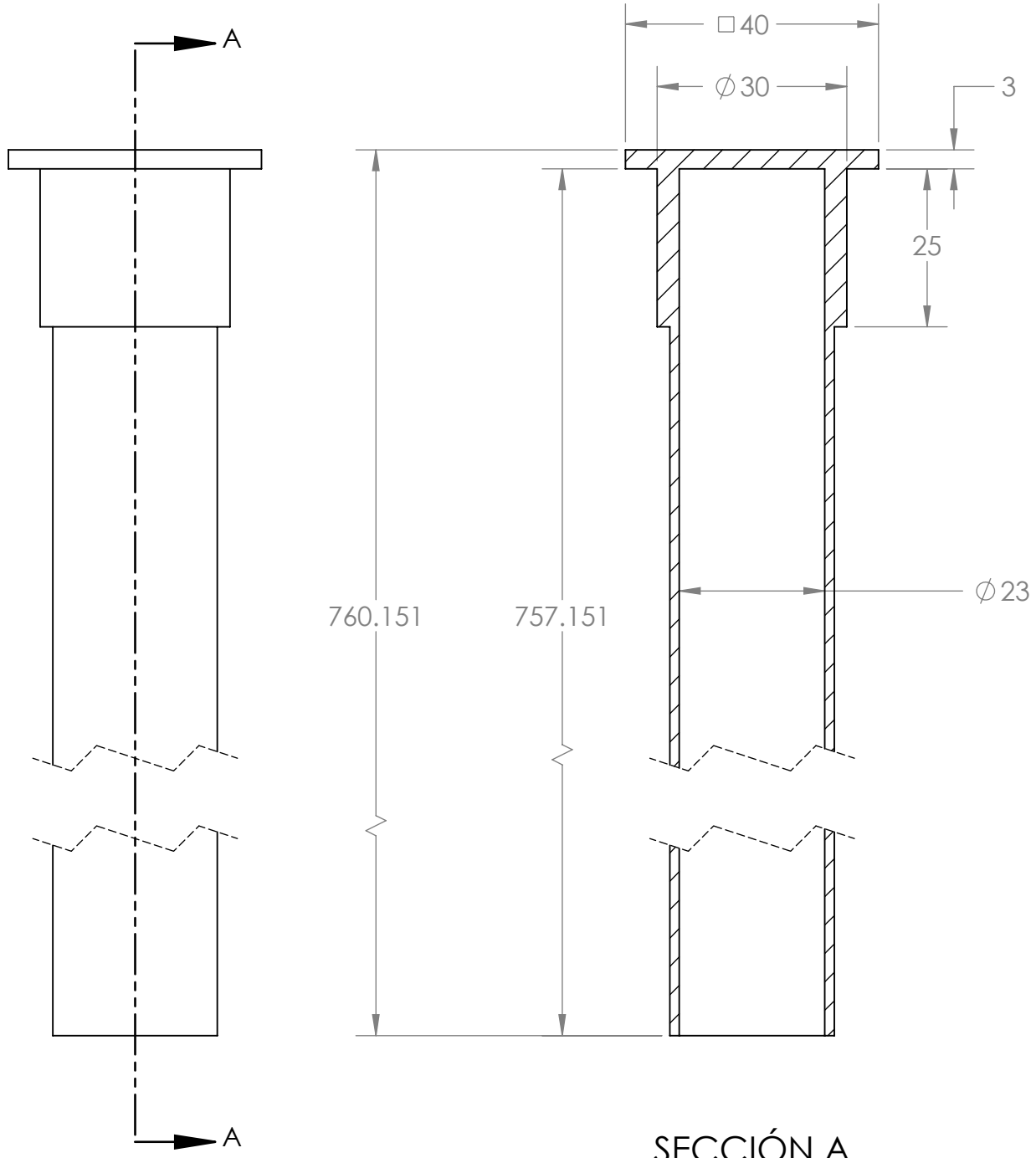


SECCIÓN A

PROPIEDAD

LA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DIBUJO ES PROPIEDAD DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL NINGUNA MODIFICACIÓN EN FORMA PARCIAL O TOTAL AL DIBUJO DEBE REALIZARSE SIN PERMISO DE LOS DISEÑADORES Y BAJO UN DISEÑO JUSTIFICADO.

DIMENSIONES: MILÍMETROS		REVISADO POR:	
MATERIAL: ALUMINIO 6063-T6		AUTORIZADO POR:	
COMENTARIOS:			
DISEÑADORES:		TAM NOMBRE DIBUJO REV.	
- MORGADO RODRÍGUEZ LUIS ROBERTO		A SOPORTE DE RUEDA	
- ROJO MENDOZA OCTAVIO		SCALA: 1:1	AUTORIZACIÓN: HOJA 4 DE 5



FRONTAL

SECCIÓN A

PROPIEDAD
 LA INFORMACIÓN CONTENIDA EN ESTE DIBUJO ES PROPIEDAD DEL INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL NINGUNA MODIFICACIÓN EN FORMA PARCIAL O TOTAL AL DIBUJO DEBE REALIZARSE SIN PERMISO DE LOS DISEÑADORES Y BAJO UN DISEÑO JUSTIFICADO.

DIMENSIONES: MILÍMETROS
 MATERIAL: ALUMINIO 6063-T6
 DISEÑADORES:
 - MORGADO RODRÍGUEZ LUIS ROBERTO
 - ROJO MENDOZA OCTAVIO

REVISADO POR:	
AUTORIZADO POR:	
COMENTARIOS:	
TAM	NOMBRE DIBUJO
A	COLUMNA
SCALA: 1:1	AUTORIZACIÓN:
REV.	HOJA 5 DE 5