



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE
MÉXICO



FACULTAD DE INGENIERÍA

DISEÑO Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PARA ALBERGAR
PROTOTIPOS DE SISTEMAS ESPACIALES.

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

INGENIERO MECÁNICO

P R E S E N T A :

JOSÉ DE JESÚS AVILA MANRIQUE

DIRECTOR DE TESIS:

DR. JORGE A. FERRER PÉREZ.

Cd. Universitaria, D. F. 2015



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

ÍNDICE.

Objetivos.....	6
Capítulo 1.....	7
Introducción.....	7
Capítulo 2.....	11
Marco teórico.....	11
2.1 Ambiente espacial.....	13
2.1.2 Comunicación satélital.....	17
2.2 Fases del diseño para el proyecto.....	18
2.3 Herramientas y recursos para el diseño.....	21
2.4 Aspectos económicos del diseño.....	21
2.5 Metodologías.....	23
2.5.1 Metodología de la composición.....	24
2.6 Presentar la solución.....	26
Capítulo 3.....	28
Especificaciones necesarias del diseño.....	28
3.1 Materiales.....	28
3.1.1 Materiales Estructurales.....	29
3.2 Protección y Disipación Térmica.....	32
Efectos de la radiación en los circuitos integrados.....	33
3.3 Control térmico.....	33
3.3.1 Recubrimientos térmicos.....	34
Capítulo 4.....	35
Desarrollo de la estructura y las protecciones.....	35
4.1 Identificación de necesidades.....	35
4.2 Definición del problema.....	36
4.3 Propuestas de diseño.....	36
4.3.1 Diseño del prototipo en maqueta.....	41
4.4 Material propuesto.....	44
4.4.1 Aleaciones de aluminio 7075.....	45
4.4.2 Composición química.....	47
4.4.3 Propiedades mecánicas.....	47

4.4.4 Corrosión en el aluminio 7075.	48
4.4.5 Aleaciones de aluminio 6061.	48
4.4.6 Composición química del aluminio 6061-T6	50
Capítulo 5	52
Elementos de fijación para la estructura.	52
5.1 Remaches aeronáuticos	52
5.2 Tornillos.....	56
Capítulo 6	59
CAM / Manufactura Asistida por Computadora	59
6.1 Estándares de controladores.....	59
6.2 Beneficios de CAM	60
6.3 Ventajas de la manufactura en CNC.....	63
Capítulo 7	65
Elemento finito y pruebas aplicadas al diseño.....	65
7.1 Ambiente mecánico.	66
7.2 Realización del elemento finito a la estructura.....	67
7.2.1Vibración aleatoria.	67
7.3.1 Resultados de la simulación a 5000 Hz como máximo.	69
7.3.2 Análisis del ensamblaje central a 5000 Hz.	70
7.3.3 Resultados del análisis a 5000 Hz como máximo del ensamblaje central.	71
7.3.4 Análisis del ensamblaje de la fuente de alimentación a 5000 Hz.	73
7.4 Análisis del ensamblaje final a 5000 Hz.	75
7.5 Procedimiento de solución para análisis de vibración.	79
Densidad espectral de potencia (psd).....	83
7.6 Análisis de convergencia.	84
7.6.1 Convergencia del estudio de Vibración aleatoria.	88
7.6.2 Análisis de las vibraciones con respecto al tiempo.	89
7.7 Diseño final explosionado completo.	95
Capítulo 8	97
Ultimas modificaciones como resultado de los estudios.....	97
Capítulo 9	99
Conclusiones.	99
Trabajo a futuro.	100

Validación y verificación del modelo.....	100
Calibración y validación del modelo.....	101
Trabajo en los elementos de fijación.	102
Referencias.....	103
Apéndice A.	105

Objetivos.

1.-Realizar el diseño de una estructura mecánica capaz de contener los sistemas de telemetría y otros componentes espaciales de un laboratorio de pruebas, así como, las carcasas que los sujetarán y protegerán del ambiente espacial al que se encuentran sometido, tomando en cuenta el peso del material y la optimización del espacio que se dispone.

2.- Demostrar que la estructura diseñada resistirá las vibraciones que se presentaran en las etapas de lanzamiento, por medio de simulaciones y buscando deformaciones que puedan ocurrir durante esas fases, utilizando un modelo sólido durante la serie de simulaciones.

3.- Demostrar que el acomodo de las partes que forman la estructura propuesta es eficiente y fácil de ensamblar, así como, demostrar que el diseño permita el acceso a un subsistema sin desarmar todo, mostrando un diseño innovador en este tipo de satélites.

Capítulo 1.

Introducción

En la mañana del 4 de Octubre de 1957 el mundo recibió una de las noticias más impactantes del siglo XX: por primera vez en la historia de nuestra civilización se logró enviar un artefacto al espacio exterior. El nombre del aparato enviado era Sputnik I que se convirtió en el primer satélite artificial creado por la humanidad. Lo increíble era que dicho satélite alcanzaba el tamaño de un balón de basquetbol y pesaba sólo 183 lb, alcanzando orbitar una elíptica alrededor de nuestro planeta en 98 minutos. El impacto que tuvo el Sputnik sobre el desarrollo tecnológico en el resto del siglo XX fue enorme y marcó una nueva era tecnológica para el hombre.

Sin duda un gran salto en la historia de las comunicaciones se dio cuando el ser humano pudo colocar satélites artificiales fuera de nuestro planeta lográndose que estos retransmitieran a la tierra diferentes señales, principalmente de comunicación: radio, televisión, llamadas telefónicas y hoy datos. Lograr este tipo de hazaña está relacionada con la evolución de la tecnología de los cohetes que hicieron posible que un artefacto de estos lograra vencer la fuerza natural de la gravedad y posicionar un satélite.

Debido a las condiciones que se pueden presentar en el espacio los satélites deben estar perfectamente protegidos, los diferentes componentes y dispositivos deben mantenerse en operación constante, cumpliendo la función para la que fue diseñado el satélite, en correctas condiciones.

Estos deben protegerse debido a los componentes internos que constituyen toda la electrónica necesaria, como pueden ser las comunicaciones, los sistemas de energía para abastecer al satélite, las computadoras, etc.

Uno de los ejemplos más destacados son los componentes relacionados con las comunicaciones, mediante las señales de radio es posible transmitir voz, datos, televisión, etc. Otro ejemplo de suma importancia son los componentes usados en los satélites de meteorología, que mediante el uso de diferentes vehículos espaciales se observa constantemente la evolución de los fenómenos meteorológicos para pronosticar el tiempo a corto y mediano plazo con información global y continua. Y uno de los más destacados es la navegación por satélite esta es una aplicación basada en el mismo principio de la navegación astronómica, es decir, la determinación de la posición en cualquier punto de la tierra a partir de la posición conocida de un conjunto de astros o satélites artificiales, razón por la cual se debe tener perfectamente protegido todos los componentes del satélite, garantizando de esa forma un perfecto funcionamiento a pesar del ambiente extremo que se pueda suscitar en el espacio.

Uno de los aspectos más importantes de una misión espacial es la trayectoria u órbita que debe seguir el vehículo, ya que, debe de estar de acuerdo con los requisitos de la carga útil, un satélite de observación debe tener una órbita que no sea excesivamente alta para tener una mejor resolución en las imágenes y también debe pasar por la verticalidad de cualquier punto de la tierra con cierta periodicidad.

Las órbitas ideales en muchos casos serían aquellas en las que los satélites estuvieran siempre sobre el mismo punto de la Tierra. A esas órbitas las llamamos geoestacionarias. En realidad, dichas órbitas sólo pueden darse cuando el satélite se encuentra sobre el ecuador. Si fuera de norte a sur, por ejemplo, estaría medio día sobrevolando el hemisferio norte y el otro medio día el hemisferio sur; y lo que pretendemos es, precisamente, que no cambie de punto sobre la superficie. El giro de la Tierra debería, por tanto, acompañar al giro del satélite. A los satélites que están en una órbita GEO fuera del ecuador se les llama “geo sincrónicos”; sólo son geoestacionarios los que están por encima del ecuador.

Los satélites hoy en día se ponen en órbita integrándolos en un cohete o poniéndolo como carga en el *Dream chaser*, *Soyuz*, *Ariane 5*, *X-38* por mencionar algunos. Varios países y empresas de ámbito internacional, tienen la capacidad de lanzar cohetes y satélites de varias toneladas haciendo que orbiten de forma segura. Para la mayoría de los satélites que se ponen en la órbita, el método del lanzamiento de cohetes es considerado una de las principales vías, ya que consigue atravesar la parte más espesa de la atmósfera más fácilmente y minimiza mejor el gasto de combustible.

El diseño de los satélites ha evolucionado desde aquellos años del Sputnik I hasta la actualidad; sin embargo, su razón de ser sigue siendo la misma, así como la de la mayor parte de sus elementos.

Los satélites se pueden clasificar de acuerdo a su tamaño, misión y otras características, sin embargo todos los satélites deben cumplir con ciertas condiciones de diseño como son:

Tamaño.

Peso.

Materiales.

Los instrumentos y los subsistemas en un satélite están diseñados, construidos y probados por separado. Después de una correcta instalación de los subsistemas, se deben realizar una serie de pruebas en condiciones similares a las que se podrían presentar en el espacio e incluso durante el lanzamiento y puesta en órbita del satélite.

Las estructuras de los satélites así como las que protegen todos los componentes, electrónicos, cámaras, fuentes de energía deben de ser capaces de soportar cargas generadas por vibraciones mecánicas, siendo así que el diseño debe ser lo suficiente mente rígido para soportarlas.

El diseño debe contemplar una estructura capaz de resistir las aceleraciones, el impacto de micro meteoritos y la acción de los vientos solares, fuerzas capaces de desestabilizar cualquiera de los sistemas de las naves, inclusive de provocar su inutilización parcial o destrucción total. Esta estructura está conformada por ciertos materiales de fabricación dotados de las propiedades pertinentes que le permite enfrentar los rigores del despegue, la navegación y el reingreso.

Los materiales deben poder resistir al impacto de micro meteoritos, gran capacidad refractaria del calor, capaces de resistir las enormes presiones y vibraciones que significa el despegue, el aceleramiento o el frenado, absorbentes al máximo posible de las mortales radiaciones espaciales, pero a la vez capaces de captar la energía lumínica mediante su aplicación en los paneles solares. Sin embargo, los materiales deben cumplir con la limitante que impone el uso de los combustibles químicos tradicionales, el cual exige naves con la menor masa posible: a menor masa de la nave, menor gasto de combustible y mayores posibilidades de realizar viajes largos con retorno incluido (el caso de las astronaves); a mayor masa, mayores gastos y menores posibilidades de realizar lo anterior.

Dentro del diseño de las naves se debe tener en cuenta que deben trabajar en ambientes muy hostiles, con condiciones extremas de calor, frío o presión, deben contar con una tecnología que las haga soportar esas condiciones. Por ejemplo, las sondas espaciales soviéticas de nombre Venera, que exploraron Venus a partir de 1961, contemplaban en su diseño, materiales capaces de resistir temperaturas que derretían el plomo, pudiendo operar por algunas horas en su superficie.

Algo muy importante para tomar en cuenta en la selección del material es la radiación en el espacio, por lo general proviene de tres fuentes principales: de los cinturones de radiación de Van Allen de los eventos de protones solares y de las partículas energéticas solares y de los rayos cósmicos galácticos.

Para las misiones de larga duración, las dosis altas de radiación pueden dañar los componentes electrónicos y las células solares. Una preocupación importante está también inducida por la radiación, los "efectos de un solo evento", como un evento único molesto. Las misiones tripuladas suelen evitar los cinturones de radiación, la Estación Espacial Internacional está a una altura muy por debajo de las regiones más severas de los cinturones de radiación. Durante los fenómenos energéticos solares (erupciones solares y eyecciones de masa coronal), las partículas pueden ser acelerados a energías muy altas y pueden llegar a la Tierra en tiempos tan cortos como 30 minutos (pero usualmente tardan varias horas).

Estas partículas son principalmente protones e iones pesados que pueden causar daño por radiación, interrupción de los circuitos lógicos e incluso peligros para los astronautas. Las misiones tripuladas para regresar a la luna o viajar a Marte tendrán que hacer frente a los principales problemas presentados por los eventos de partículas solares para la seguridad radiológica, además de la importante contribución a la dosis del fondo de rayos cósmicos de bajo nivel. En órbitas cercanas a la Tierra, el campo magnético terrestre protege a la nave espacial frente a una gran parte de estos riesgos - un proceso llamado blindaje geomagnético.

Capítulo 2.

Marco teórico.

Aunque los pequeños satélites han estado presentes desde el nacimiento de la era espacial, son los satélites más grandes y sus programas los que han dominado la industria. Sin embargo, el reciente énfasis de la industria en lo "más pequeño, más rápido, mejor y más barato" ha provocado una atención creciente en las capacidades y ventajas de los pequeños satélites. Desde hace unos años, la tecnología convencional de satélites se está centrando en un número relativamente pequeño de "ingenios" espaciales altamente fiables. Los pequeños satélites consiguen la fiabilidad a través de la simplicidad más que con componentes caros y redundantes.



Figura 1.- Ilustración sonda espacial Voyager I. [32]

Un satélite es un sistema muy complejo y delicado, integrado por varios subsistemas. El satélite necesita energía eléctrica, disipación del calor, corregir sus movimientos y mantenerse en equilibrio, ser capaz de regular su temperatura ser totalmente resistente al medio en el que vive y desde luego poder comunicarse.

Tabla 1.- Principales componentes básicos de un satélite con su función.

Subsistemas	Función
Antenas	Recibir y transmitir las señales de radio frecuencia desde o hacia las direcciones y zonas de coberturas deseadas.
Comunicaciones	Amplificar las señales recibidas, cambiar su frecuencia y entregárselas a las antenas para que sean re transmitidas hacia la tierra.
Energía eléctrica	Suministrar de electricidad a todos los equipos, con los niveles adecuados de corriente y voltaje.
Control térmico	Regular la temperatura del conjunto durante el día y la noche.
Posición y orientación	Determinar y mantener la posición y orientación del satélite.
Propulsión	Proporcionar incrementos de velocidad y pares para corregir las desviaciones en posición y orientación.
Rastreo, telemetría y comando	Intercambiar información con el centro de control en tierra para conservar el funcionamiento del satélite.
Estructural	Alojar todos los equipos y darle rigidez al conjunto, tanto durante el lanzamiento como en su medio de trabajo.

Las misiones satelitales son numerosas y variadas; por ejemplo, los satélites se ponen en órbita para satisfacer diversas necesidades tecnológicas: comunicaciones, monitoreo climático, navegación, recursos naturales, contaminación, entre otras.

Un satélite está conformado por dos partes básicamente bus principal y carga útil. La plataforma o bus está constituida por todos los sistemas necesarios que hacen funcionar el satélite y dan el soporte para todas las fases y vida útil. La carga útil representa la parte más importante del satélite ya que incluye todos los instrumentos que se encargaran de llevar a cabo la misión.

La clasificación de un satélite se realiza con base en algunas características: la misión, la masa, órbita y el sistema de estabilización.

Tabla 2.- Clasificación de satélites por su masa

Tamaño de Satélite	Masa [kg]
Grande	Mayor 1000
Mediano	500-1000
Pequeño	100-500
Micro	10-100
Nano	1-10
Pico	0.1-1
Femto	Menor 0.1

2.1 Ambiente espacial.

El vacío espacial es una de las características más distintivas del entorno espacial. Afecta directamente a la selección de los materiales con los que se construyen los vehículos espaciales, ya que ciertos materiales que se utilizan en aplicaciones terrestres no son aptos para condiciones de vacío. Algunos materiales orgánicos y metálicos con tienen gases, agua o componentes volátiles en su estructura molecular. Al someter estos materiales a condiciones de muy baja presión estos elementos escapan hacia el vacío en forma de gas si este gas que da en suspensión alrededor del vehículo espacial puede depositarse en las lentes de los sistemas de observación, afectando su funcionamiento, en algunos polímeros, esta pérdida de masa puede afectar su integridad estructural. Para evitar esta desgasificación se seleccionan materiales que no presenten este fenómeno, o bien se someten a estos materiales a ciclos de desgasificación en tierra.

En un cuerpo que está orbitando alrededor de otro, como puede ser un satélite alrededor de la tierra, las fuerzas másicas están en equilibrio. En una órbita circular, la fuerza de atracción gravitatoria es igual a la fuerza centrífuga y en ausencia de otras fuerzas, la aceleración que experimenta el cuerpo en un sistema no inercial ligado al satélite es igual a cero.

En realidad la condición de perfecta ingravidez no puede alcanzarse, ya que siempre existen diversas perturbaciones que producen pequeñas aceleraciones sobre el satélite. De forma rigurosa se dice que los vehículos espaciales están en condiciones de micro gravedad.

Las perturbaciones más importantes que producen micro aceleraciones son: la resistencia aerodinámica que aparece como consecuencia de la atmosfera residual en las órbitas bajas, la presión de la radiación solar sobre la superficie del vehículo espacial, las perturbaciones en el campo gravitatorio terrestre, las fuerzas de atracción magnética producidas por el campo magnético terrestres sobre las partes del vehículo sensibles a esta fuerza y los impulsos necesarios para controlar la orientación del satélite o corregir su órbita.

En un vehículo que órbita alrededor de la tierra se obtiene valores de aceleración que oscilan $10^{-3} g_0$ y $10^{-11} g_0$ (donde $g_0=9.81 \text{ m/s}^2$ es el valor de la aceleración de la gravedad a nivel del mar), dependiendo del tamaño del vehículo, su órbita, la actividad solar y atmosférica, entre otros factores. Esta condición de micro gravedad se aprovecha con fines científicos y tecnológicos, el estudio del comportamiento de fluidos, desarrollo de vegetales y animales, crecimiento de estructuras cristalinas, etc. Sin embargo, la micro gravedad complica el diseño de los vehículos espaciales cuando por alguna razón es necesario transportar fluidos, como por ejemplo para los sistemas de control térmico o la gestión del agua y la ventilación en misiones tripuladas.

La micro gravedad no es una condición natural para el ser humano, por lo que genera dificultades en las misiones tripuladas.

En las orbitas bajas (entre 200 km y 2000 km de altura) los vehículos espaciales están inmersos en las capas más altas de la atmósfera terrestre (termósfera y exósfera) que configuran la denominada atmosfera residual, como consecuencia el satélite experimenta una cierta resistencia aerodinámica que lo frena.

En órbitas por encima de 1000 km de altitud los vehículos espaciales están expuestos a la radiación electromagnética emitida por el Sol, al viento solar y a la radiación cósmica procedente del espacio exterior.

Esta radiación puede ser un problema por sus efectos sobre los elementos electrónicos, pues cuando las partículas de alta energía impactan con un elemento semiconductor pueden alterar su estructura cristalina. El continuo bombardeo produce la degradación de los componentes electrónicos pudiendo hacer que dejen de funcionar correctamente, efecto conocido como degradación por dosis acumulada de radiación. Para evitar o minimizar este efecto, los componentes electrónicos se diseñan con materiales semiconductores que soportan altas dosis de radiación y se protegen con blindajes metálicos.

La atmósfera solar externa, la corona, está formada por fuertes campos magnéticos. Donde se cierran estos campos, usualmente sobre grupos de manchas solares, la atmósfera solar puede, súbita y violentamente, soltar burbujas o lenguas de gas y campos magnéticos llamadas eyecciones coronales (EC) Una EC de gran tamaño puede contener $10.0E16$ gramos (un billón de toneladas) de materia que pueden ser impulsadas a millones de millas por hora

causando una explosión espectacular. La materia solar puede extenderse hacia el medio interplanetario, impactando planetas o sondas en su camino. Las EC se han asociado con destellos pero usualmente ambos son independientes.

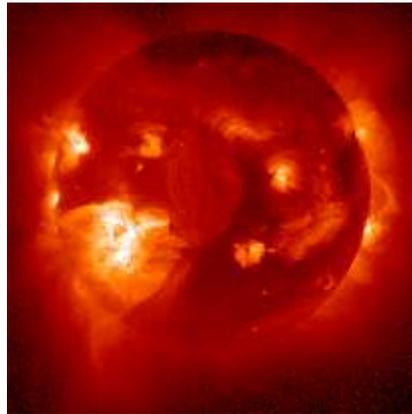


Figura 2.- Explosiones solares. [33]

Otro problema de la radiación es que cuando impacta con los materiales del vehículo espacial puede ionizarlo localmente, generando una carga eléctrica que puede provocar fallos en la transmisión o el almacenamiento de la información en los circuitos integrados. Este efecto es conocido como mal funcionamiento por fallo local. Para minimizar este efecto, además de los blindajes, se utilizan procesadores redundantes e independientes y códigos de detección y corrección de errores.

De la misma forma las tormentas geomagnéticas y el aumento en la emisión solar ultravioleta calientan la atmósfera alta de la Tierra provocando su expansión. El aire caliente sube y la densidad del aire en la órbita de satélites que se encuentran hasta unos 1000 Km se incrementa considerablemente. Esto provoca un incremento de la fricción de los satélites en el espacio, resultando en una reducción de su velocidad y en ligeros cambios de órbita. Si los satélites en órbitas bajas no son rutinariamente elevados, caerían y se quemarían en la atmósfera de la Tierra.

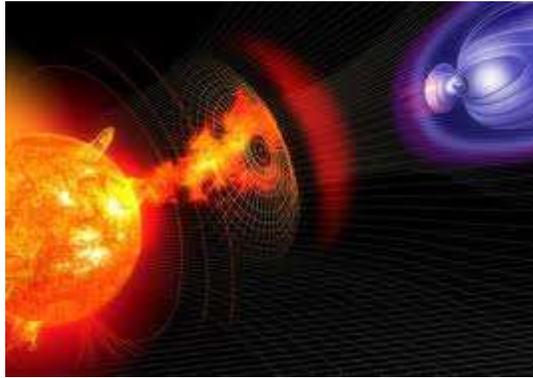


Figura 3.-Proteccion del campo magnético de la Tierra. [33]

A medida que la tecnología ha permitido que los componentes de las naves sean más pequeños, sus sistemas miniaturizados son más vulnerables a las partículas solares más energéticas. Estas partículas pueden provocar daños físicos a los microchips y pueden cambiar los comandos de los programas en las computadoras de los satélites. Eventualmente, las descargas eléctricas pueden saltar entre componentes de la nave dañándolos e incluso deshabilitándolos.

La carga gruesa o profunda en los satélites ocurre cuando partículas energéticas, principalmente electrones, penetra la cubierta exterior del satélite y deposita su carga eléctrica en las partes internas. Si se acumula carga suficiente en cualquier componente, este tratará de neutralizarse a través de descarga a otros componentes. Esta descarga es potencialmente peligrosa para los sistemas eléctricos del satélite.

En el vacío espacial la única forma en que el calor se transmite es mediante radiación. Como es sabido, todo cuerpo que tenga una cierta temperatura irradia calor. Para un vehículo que órbita alrededor de la Tierra las fuentes más significativas de radiación son, la luz solar directa, la luz solar reflejada en la tierra y la radiación proveniente de la atmosfera y de la Tierra.

La temperatura del vehículo espacial depende del balance total de energía que debe tener en cuenta el calor recibido de las fuentes mencionadas, el calor generado en el vehículo, y sus componentes de radiación, que depende de la geometría y de los materiales empleados. En estas condiciones en los vehículos aparecen condiciones extremas y fuertes gradientes de temperatura.

Estas temperaturas son incompatibles con los rangos de temperatura de funcionamiento de la mayoría de los componentes de los vehículos espaciales (equipos electrónicos y baterías). El subsistema de control térmico es el que se encarga de mantener todos los dispositivos en su rango de temperaturas de funcionamientos.

Los micro meteoritos son partículas provenientes del espacio exterior cuya masa y tamaño pueden variar en un rango muy amplio. Sin embargo, la mayoría son extremadamente pequeños, del orden de $1\mu\text{m}$. El efecto sobre los vehículos espaciales depende mucho de su trayectoria. En órbitas cercanas a la Tierra el flujo de micro meteoritos aumenta por la atracción gravitatoria del planeta.

El impacto de meteoritos causa la degradación de las superficies de protección térmica exteriores y los paneles solares. En el diseño de estos componentes debe tenerse en cuenta este aspecto, sobre todo si la misión es de larga duración.

Tras más de sesenta años de operaciones espaciales, las orbitas bajas de la tierra están llenas de basura espacial que consiste en restos de óxido de aluminio, restos de pintura, tuercas, tornillos, etapas superiores de lanzadores, etc. Su tamaño característico puede variar entre 1×10^{-3} mm y 10 cm.

Las partículas más pequeñas tienen la capacidad de erosionar las superficies, afectando a los paneles solares e instrumentos ópticos. Las partículas más grandes son muy peligrosas sobre todo para las misiones tripuladas. No puede hacerse mucho para prevenir estos inconvenientes, solo evitar las orbitas más cargadas de basura espacial, ya que el aumento en la masa, que implica blindar los vehículos espaciales es impracticable.

2.1.2 Comunicación satelital.

Muchos sistemas de comunicaciones utilizan la ionósfera para reflejar señales de radio a grandes distancias. Las tormentas ionosféricas pueden afectar comunicaciones de radio de alta frecuencia (HF, por sus siglas en inglés) en todas las latitudes. Algunas frecuencias de radio son absorbidas y otras son reflejadas, lo que produce señales que fluctúan rápidamente y siguen rutas de propagación inesperadas. Las estaciones comerciales de televisión y radio son poco afectadas por la actividad solar, pero las comunicaciones aereo-terrestres, barco-puerto, La Voz de América, la Radio Europa Libre y radio-aficionados son afectados frecuentemente. Los operadores de radio que utilizan frecuencias altas confían en las alertas de actividad solar y geomagnética para poder mantener los circuitos de comunicación funcionando.

Algunos sistemas militares de detección o sistemas de aviso temprano también se ven afectados por la actividad solar. Las señales de Radar-Sobre-el-Horizonte se reflejan en la ionósfera para facilitar el rastreo del despegue de naves y misiles desde grandes distancias. Durante las tormentas geomagnéticas, este sistema podría ser seriamente afectado por desórdenes radiales. Algunos sistemas de detección de submarinos utilizan las "firmas"

magnéticas de los submarinos como una de las entradas de sus esquemas de localización. Las tormentas geomagnéticas pueden distorsionar estas señales.

Las tormentas de radiación, también conocidas como eventos de partículas solares o eventos de protones, pueden afectar las regiones bajas de la ionosfera polar. Esta región puede ser ionizada y ocurrir una severa absorción de señales HF y VHF. Esto es llamado un evento de Absorción en el Casquete Polar (PCA, por sus siglas en inglés). Los eventos PCA pueden durar varios días o semanas, y la propagación HF polar se hace frecuentemente imposible durante estos eventos.

Los sistemas de navegación como LORAN y OMEGA son afectados cuando la actividad solar afecta la propagación de sus señales. El sistema OMEGA consiste de ocho transmisores localizados a través del mundo. Los aviones y los barcos utilizan señales de frecuencias muy bajas de estos transmisores para determinar sus posiciones. Durante eventos solares y tormentas geomagnéticas, el sistema puede dar a los navegantes información incorrecta, algunas veces errando por algunos kilómetros. Los navegantes pudieran cambiarse a un sistema alternativo si son alertados de que está ocurriendo un evento de protones o una tormenta geomagnética. Las señales de los sistemas de posicionamiento global (GPS, por sus siglas en inglés) son afectadas cuando la actividad solar provoca variaciones repentinas en la densidad ionosférica. Los GPS son utilizados para aplicaciones aún más precisas, incluyendo el mapeo de líneas costeras, estudios geodésicos para la construcción de autopistas, para aterrizar naves aéreas y para perforación de pozos de petróleo.

Después de tener la información de cómo está constituido el satélite y cuáles son sus puntos más débiles a los cuales hay que tomar suma atención, podemos tomar atención a las diferentes etapas y necesidades para llevar a cabo el diseño, como se realiza un proyecto de diseño y cuáles son sus etapas por mencionar algo.

2.2 Fases del diseño para el proyecto.

Diseñar es formular un plan para satisfacer una necesidad específica o resolver un problema particular [8]. Si el plan resulta en la creación de algo físicamente real, entonces el producto debe ser funcional, seguro, confiable, competitivo, útil, que pueda fabricarse y comercializarse.

El diseño es un proceso, no siempre, innovador y altamente iterativo. También es un proceso de toma de decisiones, que en ocasiones deben tomarse con muy poca información, en otras con apenas la cantidad adecuada y en ocasiones con un exceso de información parcialmente contradictoria. El diseño es una actividad que requiere una intensa

comunicación, en la cual se usan tanto palabras como imágenes y se emplean las formas escritas y orales. Los ingenieros tienen que comunicarse en forma eficaz y trabajar con gente con formación en muchas disciplinas [8].

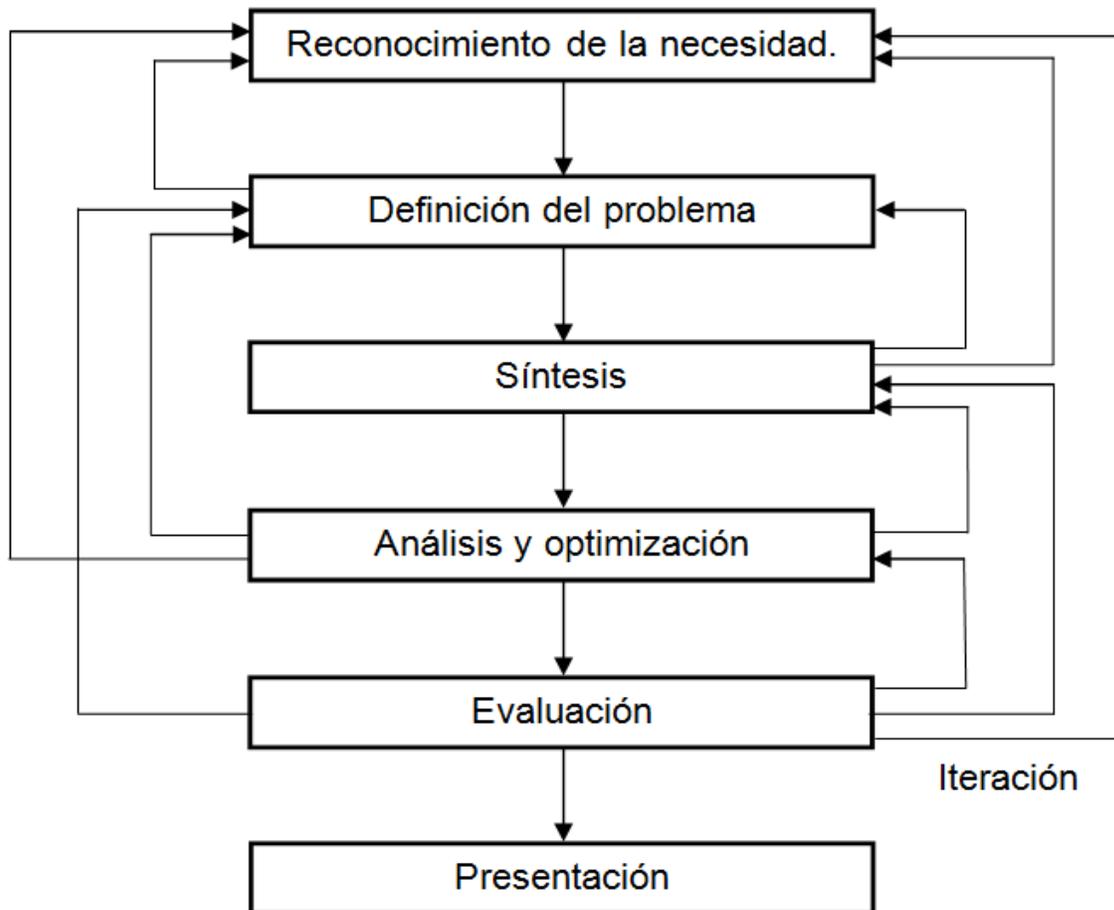


Figura 4.-Representación esquemática del proceso de diseño. [7]

El proceso de diseño comienza con la identificación de una necesidad. El reconocimiento y la expresión de esta constituyen un acto muy creativo, porque la necesidad quizá solo sea una vaga inconformidad.

La definición del problema es más específica, debe incluir todas las especificaciones del diseño que se desea. Las especificaciones son las cantidades de entrada y salida, las características y dimensiones del espacio que el objeto debe ocupar y todas las limitaciones sobre estas cantidades. Las especificaciones definen el costo, la cantidad que se va a manufacturar, la vida esperada, el intervalo, la temperatura de operación y la confiabilidad. Las características específicas son las velocidades, avances, limitaciones de la temperatura,

los rangos máximos, las variaciones esperadas en las variables, las limitaciones dimensionales y de peso [7].

Para resolver este tipo de problemas usamos variables para poder diseñar de manera adecuada las protecciones que llevarán todos los sistemas electrónicos, ópticos y demás que estarán dentro del satélite, así como la estructura en la cual irán montados todos estos subsistemas.

A la síntesis de un esquema o diseño se le llama también invención del concepto o diseño conceptual. Este es el más importante paso de la síntesis. Se recomiendan varios esquemas de la solución que deben proponerse, investigarse y cuantificarse en términos de medidas establecidas. Los esquemas de solución que se consideren que no son útiles al diseño requerido se desechan, los que pueden contar con el mayor potencial se optimizan para determinar el mejor desempeño. En la figura 3 se muestra que la síntesis, el análisis y la optimización están relacionados de manera iterativa e íntima.

Tanto al análisis como a la optimización requieren que se construyan o desarrollen modelos abstractos del diseño para poder implementar alguna forma de análisis matemático, llamados modelos matemáticos con estos modelos se espera encontrar alguno que simule lo mejor posible al diseño físico real.

La evaluación es una fase significativa del proceso total del diseño, es la demostración definitiva de que un diseño es acertado y generalmente, incluye pruebas con un prototipo en el laboratorio. En este punto se desea observar si el diseño satisface realmente las necesidades.

La presentación del diseño a otras personas es el paso final y vital en el proceso de diseño. Es indudable que muchos importantes diseños, inventos y obras creativas se han perdido para la humanidad, sencillamente porque los originadores se rehusaron o no fueron capaces de explicar sus creaciones a otras personas. Cuando el ingeniero presenta o expone una nueva solución al personal administrativo superior (directores o gerentes, por ejemplo) está tratando de vender o de demostrar que la solución es la mejor; si no tiene éxito en su presentación, el tiempo y el esfuerzo empleados para obtener su diseño se habrán desperdiciado por completo [8].

En esencia hay tres medios de comunicación que se pueden utilizar: las formas escrita, oral y la presentación gráfica. En consecuencia, todo ingeniero con éxito en su profesión tiene que ser técnicamente competente y hábil al emplear las tres formas de comunicación. Una persona con gran competencia técnica que carece de aptitudes para comunicarse en alguna de estas formas encontrará serios obstáculos en su carrera. Si no tiene capacidad para utilizar las tres formas de comunicación, nadie sabrá cuán competente es.

2.3 Herramientas y recursos para el diseño.

En la actualidad el ingeniero tiene una gran variedad de herramientas y recursos disponibles que le ayudan a solucionar problemas de diseño. Las microcomputadoras y los robustos paquetes de software proporcionan herramientas de gran capacidad para analizar y simular componentes mecánicos. Además de esta herramienta los ingenieros siempre necesitamos información técnica, ya sea en forma de comportamiento básico en ciencias, ingeniería o de las características de componentes especiales recién lanzados.

El software para diseño asistido por computadora (CAD) permite el desarrollo de modelos tridimensionales (3-D) a partir de los cuales pueden producirse vistas convencionales en dos dimensiones o con dimensionamiento automático. Las trayectorias de las herramientas pueden generarse a partir de los modelos 3-D, las partes pueden ser creadas desde una base de datos 3-D mediante el uso de un método para la creación rápida de prototipos y manufactura.

Existe una gran cantidad de software disponibles CAD como Aries, AutoCAD, Unigraphics, Solid Works y Pro Engineer por mencionar algunos.

2.4 Aspectos económicos del diseño.

La consideración del costo tiene una función tan importante en el proceso de la decisión de diseño final. Muchos constructores consideran que diseñar económicamente significa disminuir el costo de fabricación de la máquina, evitar soluciones complejas y caras, emplear los materiales más baratos y los procedimientos de elaboración más simples. Esto es solamente una pequeña parte del problema.

Entre los efectos de las especificaciones de diseño sobre los costos, los más significativos sean los de las tolerancias. Las tolerancias de diseño influyen de muchas maneras en la factibilidad de fabricación del producto final; las tolerancias estrictas quizá necesiten pasos adicionales en el procesamiento o incluso provocan que la producción de una pieza sea económicamente impráctica. Las tolerancias cubren la variación dimensional y el intervalo de rugosidad superficial, así como la variación de propiedades mecánicas que generan el tratamiento térmico y otras operaciones de procesamiento.

El diseño económicamente orientado debe tener en cuenta toda la complejidad de factores que determinan el rendimiento económico de la máquina a construir; de modo concreto, el significado relativo de todos estos factores [8].

Esta regla frecuentemente se ignora, tendiendo al abaratamiento de la manufactura. El diseñador con frecuencia consigue economía en una dirección dejando pasar por alto otras vías mucho más efectivas del aumento de rendimiento económico. Es más, la economía parcial, que se efectúa sin tener en cuenta el conjunto de todos los factores, con frecuencia lleva a la disminución del rendimiento económico total de las máquinas.

Los factores principales que determinan el rendimiento económico de las máquinas son la magnitud de la eficiencia de la máquina, la longevidad, la fiabilidad, el costo de la mano de obra, el consumo de energía, el costo de las reparaciones y el costo de la fabricación de la máquina.

En el método directo partimos de que conocemos los esfuerzos y el material y a partir de aquí resolvemos matemáticamente el modelo que creamos y encontramos las dimensiones mínimas y cualquier otra cosa que nos interese. Una vez sabemos el mínimo podemos ir a un catálogo y escoger dimensiones estándares de piezas normalizadas para reducir costes.

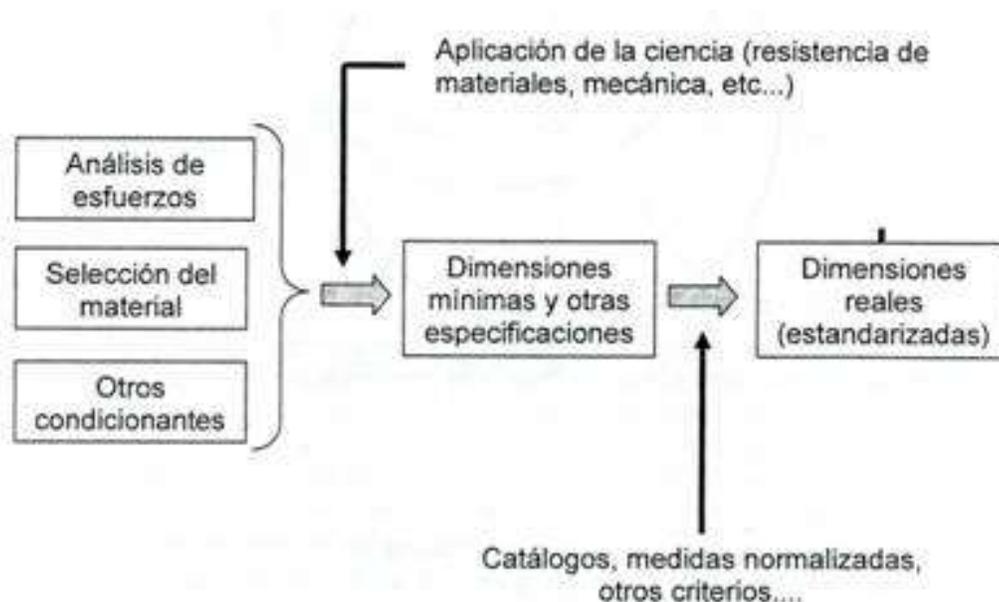


Figura 5.-Factores importantes en un diseño mecánico. [7]

2.5 Metodologías.

Para el caso de este diseño se busca los requerimientos mecánicos óptimos para el ambiente espacial y las pruebas a realizarse, así como los materiales idóneos para la manufactura del proyecto.

Existen muchas metodologías a usar pero básicamente son similares, lo importante es realizar un diseño con pasos iterativos tomando en cuenta las especificaciones que requiere el diseño de esa forma poder modificar el prototipo si es necesario hasta tener uno final que cumpla con todos los requerimientos establecidos y de satisfacción al cliente.

Una regla fundamental es la elaboración paralela de diversas variantes, un análisis profundo de cada una de ellas y la elección de las soluciones más racionales. Será un error, si el diseñador fija inmediatamente la dirección del diseño, eligiendo el primer tipo de construcción que le viene a la cabeza, o bien, tomando a la ligera una construcción trivial. Al principio es necesario examinar todas las soluciones posibles y elegir una de ellas, la que sea la óptima para las condiciones dadas. Esto exige trabajo y se logra no inmediatamente, a veces, como resultado de largas búsquedas.

En la etapa de ejecución, la condición necesaria de un buen diseño consiste en estar constantemente sobre los requerimientos del proyecto y desde un inicio dar a las piezas formas tecnológicamente racionales. El diseñador experto dará inmediatamente a la pieza las cualidades de ingeniería, el principiante deberá dirigirse constantemente a consultar a alguien con mayor experiencia.

Cuando se está elaborando el diseño del prototipo, el diseñador debe de pensar al mismo tiempo en el sistema de montaje y desmontaje, la sujeción de los conjuntos y la unión a éste de las piezas contiguas. Se debe prever las condiciones del mantenimiento preventivo; de la revisión y regulación de los mecanismos, se debe elegir los materiales para las piezas principales, etc.

Al principio hay dos caminos paralelos: la selección de materiales y el diseño del componente. Se elige un material tentativo y se extraen los datos pertinentes de manuales recopilatorios. Al mismo tiempo se elabora un diseño tentativo del componente, capaz de

cumplir su función (la cual debe ser cuidadosamente definida al principio), y se realiza un análisis tensional para evaluar las tensiones, los momentos y las concentraciones de tensiones a que estará sometido el diseño o la estructura.

Estos dos caminos confluyen en una valoración del comportamiento del material en el diseño tentativo. Si el material puede soportar las cargas, momentos, tensiones concentradas, etc. Sin deformarse demasiado, colapsar ni fallar de ninguna otra manera, entonces el diseño puede continuar. Si el material no se comporta adecuadamente aparece la primera iteración: se elige un nuevo material o se cambia el diseño del componente para superar el fallo.

El siguiente paso es una especificación detallada del diseño y del material. Puede requerir un análisis tensional detallado, un análisis de la dinámica del sistema, su respuesta a la temperatura y el ambiente, y una consideración detallada de su apariencia y tacto [7].

En esta fase se fabrica el prototipo y se valora su comportamiento en el mercado; si es satisfactorio, se implanta la producción a gran escala. Pero el papel del diseñador no finaliza en este punto. El análisis continuo del comportamiento de un componente nos puede revelar puntos débiles o formas de mejorarlo, o de hacerlo más barato. Los diseños de éxito evolucionan continuamente, y solo así el producto mantiene una posición competitiva en el mercado.

2.5.1 Metodología de la composición.

Para explicar qué es la metodología de la composición, haremos referencia a su definición. La metodología de la composición suele constar de dos etapas: bosquejo y ejecución. En la composición de bosquejo se elabora el esquema fundamental y la construcción general del mecanismo a diseñar (a veces diversas variantes o diferentes prototipos) [7].

Sobre la base del examen de la composición de bosquejo, se realiza la composición de trabajo que especifica la construcción del conjunto (requerimientos del proyecto) y que sirve de material inicial para el diseñador. En el curso de la composición, es importante saber distinguir lo principal de lo secundario y establecer la correcta secuencia para elaborar la construcción.

El intento de componer todos los elementos de una construcción al mismo tiempo, es un error que es propio sólo del diseñador novato. Una vez recibida la tarea que determina la designación especial y los parámetros del grupo a proyectar, el diseñador con frecuencia inicia inmediatamente el dibujo de la construcción total con todos los detalles con la representación completa de los elementos constructivos, dando a la composición el aspecto que debe tener solo el dibujo de montaje de la construcción en el proyecto técnico o de trabajo. Tal diseño significa condenar a la construcción a la irracionalidad. Conforme el proyecto vaya madurando, seguramente habrá cambios [8].

Se debe empezar la composición con la solución de los problemas principales de la construcción. Aclarar los pormenores de la construcción en la etapa dada no solo es inútil, sino también perjudicial, ya que distrae la atención del diseñador de los problemas fundamentales de la composición y turba la mancha lógica de la elaboración de la construcción.

No es obligatorio que la elaboración de las variantes sea completa. Habitualmente, es suficiente hacer unos croquis para obtener una representación sobre la perspectiva de la variante a resolver.

En el proceso de la composición, es necesario hacer cálculos, aunque sea de orientación o aproximados. Para las piezas fundamentales de la construcción, debe ser calculada no sólo su resistencia mecánica, sino también su rigidez.

Durante la composición se deben tomar en cuenta todas las condiciones anteriormente nombradas, que determinan la capacidad de trabajo del conjunto.

Cuando se está elaborando el diseño del prototipo, el diseñador debe de pensar al mismo tiempo en el sistema de montaje y desmontaje, la sujeción de los conjuntos y la unión a éste de las piezas contiguas. Se debe prever las condiciones del mantenimiento preventivo; de la revisión y regulación de los mecanismos, se debe elegir los materiales para las piezas principales, etc.

Con frecuencia el diseñador pierde sin querer la objetividad, deja de ver los defectos de algunas variantes, y la posibilidad de otros cambios.

En tales casos, conviene recurrir a la opinión ecuaníme de gente ajena, a la indicación de los de más edad, al consejo de colegas e incluso a la crítica pendenciera. Además, cuanto más mordaz sea la crítica tanto mayor será el provecho que sacará de ella el diseñador, no siempre esta es de esa manera.

En todas las fases de la composición conviene recurrir a la consulta de los productores y del personal de servicio de las máquinas. La regla general es: cuanto más amplio se ponga a liberación la composición y cuanto más atentamente el diseñador tenga en cuenta las indicaciones útiles, tanto mejor resulta la composición y más perfecta se obtiene la construcción [8].

2.6 Presentar la solución

Aquí es donde resultará importante saber cómo comunicarnos. Se está vendiendo nuestra idea, nosotros mismos y nuestras habilidades. Si no se es capaz de explicar nuestro trabajo, este puede ser malinterpretada o rechazado.

Como podemos observar este procedimiento se parece mucho a los pasos que hemos de seguir para desarrollar un diseño, por lo que casi siempre esto también será un proceso iterativo.

Para realizar el análisis del diseño es necesario utilizar modelos abstractos que representen matemáticamente el problema. Se trata de representaciones simplificadas de la realidad. Hay que señalar que la validez del modelo dependerá de las simplificaciones realizadas. Y no hay que olvidar nunca que es el modelo lo que se estudia y se analiza, y no el sistema real.

El modelo ha de reproducir el comportamiento del sistema en aquellos aspectos que sean relevantes. De igual forma esta es una etapa de especial relevancia, que exige del técnico grandes conocimientos de sistemas mecánicos y experiencia.

Para corroborar los resultados de los modelos y asegurar su validez pueden realizarse a posteriori ensayos sobre prototipos. El proceso de análisis puede esquematizarse de la siguiente forma:

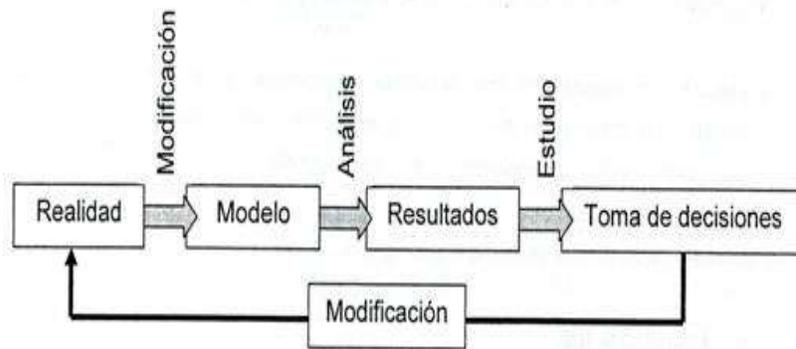


Figura 6.-Simplificación del método de diseño. [8]

Otro factor importante en el diseño es escoger las consideraciones de diseño. Estas consideraciones de diseño son características que influyen en el elemento diseñado, y son por tanto condicionantes a tener en cuenta para el diseño. Son ejemplos de condicionantes los siguientes:

- Resistencia/Esfuerzo
- Distorsión/Deflexión/rigidez
- Desgaste
- Corrosión
- Seguridad
- Confiabilidad
- Fricción
- Facilidad de uso
- Utilidad
- Peso
- Coste
- Otros
- Ruido
- Estilo
- Forma
- Tamaño
- Color
- Propiedades térmicas
- Superficies
- Lubricación
- Comercialización
- Mantenimiento
- Desmantelamiento/Reciclaje

Capítulo 3

Especificaciones necesarias del diseño.

Dentro de la especificaciones necesarias en este diseño se necesita un material ligero, que necesariamente debe de ser metálico ya que dentro existen componentes electrónicos que se tiene que proteger y a la vez poder utilizar esta misma como tierra eléctrica y de bajo peso para poder maniobrar el satélite.

Una especificación básica es el fácil desarme de todo el modulo así como de ser necesario revisar un solo componente dentro de la estructura, no desarmar todo el modulo, sino simplemente quitar algunas piezas y de esa forma poder hacer reparaciones o mediciones a la parte necesaria sin tener que desarmar toda la estructura, facilitando y haciendo muy eficiente el modulo en cuestiones de diseño.

La forma en la construcción del satélite incide directamente en el control del mismo. Existen dos tipos de satélites actualmente: los de estabilización por spin y los de estabilización por tres ejes.

Los de estabilización por spin son satélites que están girando constantemente sobre su propio eje. Las celdas solares se encuentran alrededor de su cuerpo y tiene que estar perpendicularmente sobre el ecuador para así recibir la mayor cantidad de energía solar.

Los satélites de estabilización por tres ejes son los más utilizados en la actualidad, los ejes de rotación se encuentran en el centro y dentro del satélite, lo cual hace que el cuerpo del mismo no esté girando. En este caso eso no es de mucho interés para este proyecto ya que el diseño es solo uno de los módulos que irán juntos para conformar todo un satélite y el control del mismo es todo un tema aparte, por consiguiente solo se menciona brevemente.

3.1 Materiales.

Parte importante del éxito de un programa espacial se basa en el conocimiento adecuado de materiales puesto que, por un lado, en aquél se diseña al límite de las propiedades de los mismos debido a las imposiciones dadas por la necesidad de disminuir el peso de las cargas útiles (para dar mayores prestaciones o hacer menos costosas las misiones espaciales) y, por otro, la falla de una de las partes produce el fracaso de la misión. Con el aumento de la actividad espacial, la necesidad de desarrollar nuevos materiales capaces de responder a los requerimientos de diseño ha concentrado considerables esfuerzos de investigación y

desarrollo, a medida que se alcanzaban condiciones que llegaban a los límites de las propiedades de los materiales existentes.

Los requerimientos satelitales abarcan una innumerable gama de materiales desde los estructurales, en los que es necesario utilizar aquéllos de avanzada como los compuestos (en razón de la importancia del peso de las partes que se envían al espacio), hasta los electrónicos y los ópticos por la necesidad de disminuir el peso, aumentar la eficiencia y el número de funciones que cumplen los satélites. Para ciertas actividades requeridas se debe disponer de un conocimiento en materiales, conocimiento en tecnología de diseño y fabricación de partes que utilicen materiales compuestos y aleaciones estructurales extra livianas (con propiedades mecánicas de avanzada) y de materiales funcionales como los que configuran la electrónica y optoelectrónica utilizada en los sistemas de comunicación, transmisión digital de datos y detección de imágenes.

Sólo se consideran algunos de los principales materiales que se utilizan en aplicaciones satelitales, razón por la cual no se consideraran aquéllos que se requieren para la fabricación de vehículos espaciales, como son, por ejemplo, los ablativos o los compuestos de carbón/carbón debido a que el interés de esta tesis está basada en el diseño de la estructura que protegerá algunos componentes esenciales del módulo satelital.

3.1.1 Materiales Estructurales.

Aleaciones de Magnesio

Las aleaciones de Mg se utilizan en los satélites debido a su baja densidad. Es necesario conocer su comportamiento para optimizar sus usos y evitar que durante el almacenamiento de las aleaciones o durante el almacenamiento de las partes (luego de la fabricación), se produzcan efectos corrosivos.

Aleaciones de Aluminio y Aluminio-Litio

En la industria aeroespacial las aleaciones estructurales de Aluminio de mayor interés son las de las series 2000 y 7000 (las más conocidas son la 2024 y la 7075).

Las aleaciones de Al-Li permiten en general disminuciones de peso mayores al 10% y aumentos de 20% del módulo elástico con respecto a las aleaciones convencionales de Al. Es

necesario conocer las técnicas de producción de partes utilizando este tipo de aleaciones y los requisitos de almacenamiento de las partes para evitar problemas de corrosión. Por ejemplo, las aleaciones avanzadas de Al-Li-Cu-Zr y Al-Li-Cu-Mg-Zr pueden lograr disminuciones de peso superiores al 12% y poseer módulo elástico un 15% más elevado. Poseen además resistencias mecánica y a la corrosión y la tenacidad necesaria para aplicaciones aeronáuticas y satelitales. Es necesario para ello estar familiarizado con las técnicas de solidificación rápida y metalurgia de polvos.

Se ha avanzado mucho en el desarrollo de las nuevas aleaciones de Al-Li, particularmente en lo que concierne a disminución de peso y aumento de módulo elástico. Sin embargo, sus aplicaciones no han evolucionado tan rápidamente como se esperaba debido principalmente a limitaciones en su resistencia a la propagación de grietas, tanto estática como en fatiga, a lo que es necesario agregar un costo de fabricación más elevado.

Los procesos de deformación súper plástica de aleaciones de Al permiten la fabricación de partes que de otra manera requerirían, por su forma compleja, de varias partes unidas entre sí. El uso de aleaciones que permiten la aplicación de la fabricación súper plástica da lugar a considerables reducciones de peso de las partes y, por ende, son de gran importancia en aplicaciones satelitales.

Aleaciones de Titanio

Las densidades de las aleaciones basadas en titanio, se ubican entre 4.43 gm/cm³ a 4.85 gm/cm³. Las tensiones de fluencia se encuentran entre 172 MPa para el titanio comercial (Grado 1) hasta 1380 MPa para aleaciones beta tratadas térmicamente. La combinación de esas altas resistencias mecánicas con la baja densidad, resultan en relaciones excepcionalmente elevadas para la familia de aleaciones base titanio. Dichas relaciones son superiores a casi todo otro metal.

Mecánica de compuestos estructurales

El análisis y diseño de partes estructurales de satélites con materiales compuestos, particularmente laminados, son todavía una tarea formidable aún para el más experimentado ingeniero o diseñador.

La dificultad está en las complejidades inherentes a la anisotropía del material, la distinta secuencia de apilado de las láminas, la dependencia del comportamiento del material con matriz orgánica de la humedad y el tiempo a distintas temperaturas, el comportamiento

elasto-plástico, el "creep" y los distintos modos de falla asociados a transformaciones de fases. Debe prestarse especial atención a todos estos efectos debido a los requerimientos adicionales de estabilidad dimensional que se presentan en aplicaciones satelitales [11].

El análisis de los modos de rotura de un material compuesto requiere particular atención ya que éstos se encuentran influidos por una gran cantidad de parámetros tales como: la adhesión matriz-refuerzo, la configuración estructural, el método de fabricación, la capacidad de la matriz y de la inter fase matriz-refuerzo de transferir cargas entre las fibras, el tipo de cargas (cuasi-estáticas, cicladas), etc. Otro tema de interés es el estudio de la inestabilidad de los paneles ("*buckling*" y "*post-buckling*").

Existen numerosos estudios que han formulado nuevos modelos para describir el estado de tensiones en un material compuesto. Si bien se puede conocer el estado de tensiones en presencia de discontinuidades tales como: bordes, agujeros, laminaciones, etc., no es todavía posible, en todos los casos, asociar estos estados de tensiones con los mecanismos de rotura.

Compuestos "Filament Wound"

Se considera que en el precio final de un componente de materiales compuestos, la fabricación representa el 70% del total. El estudio de nuevos métodos de fabricación apunta principalmente al desarrollo de procesos con altos volúmenes de producción y bajo costo. Existen procedimientos que encuentran directa aplicación en la industria espacial, tales como: el estampado de termoplásticos, el "*resin transfer molding*", así como el "*filament winding*" y la construcción de preformados de fibra seca. Todos estos procesos son actualmente utilizados, pero no todos ellos han alcanzado un nivel de desarrollo tal como para poder ser aplicados en partes de estructuras primarias con altos volúmenes de producción.

El método de "*filament winding*" es sin duda el proceso de fabricación mecanizado que más se ha desarrollado y que más se utiliza en la producción de piezas de materiales compuestos en la industria aeroespacial.

Es importante el manejo de este tipo de tecnología para producir partes tubulares estructurales de materiales compuestos de fibras continuas y matrices orgánicas. El uso de esta tecnología, conjuntamente con la de construcción de partes estructurales con el sistema de tubos reforzados, puede disminuir en forma importante el peso de las partes.

Una desventaja del método es que sólo es aplicable a la fabricación de superficies de revolución sin curvaturas externas.

Tecnología de uniones adhesivas

Las uniones adhesivas de compuestos con otros materiales y de materiales tradicionales disminuyen el peso en forma significativa. Las uniones adhesivas son utilizadas en forma generalizada en las industrias aeronáutica y espacial.

Elas permiten obtener estructuras de altas performances y resolver muchas situaciones en las cuales las uniones abulonadas o las soldaduras no podrían ser utilizadas. Por ejemplo, en el caso de los materiales compuestos existen configuraciones de laminados, con bajas características ante cargas de aplastamiento, que pueden ser resueltas favorablemente utilizando adhesivos.

3.2 Protección y Disipación Térmica.

Materiales para protección térmica: cerámicos y uniones cerámicas.

Los satélites están sometidos a grandes variaciones de temperatura en función de su posición con respecto al sol y a la tierra. Materiales cerámicos producidos con fibras de sílica son excelentes aislantes térmicos y por sus características dieléctricas pueden ser usados en aplicaciones de microondas en satélites, ventanas y domos para radiación de antenas, superficies polarizadas y selectivas en frecuencias, platos para antenas milimétricas, lentes dieléctricos artificiales y substratos para componentes electrónicos.

Los temas de mayor interés en cerámicas son los de cerámicas tenaces, cerámicas porosas, barreras térmicas, substratos de componentes electrónicos, uniones cerámica/cerámica y metal/cerámica y la familia férrica.

Una gran área de interés para aplicaciones satelitales es la de las barreras térmicas que se pueden producir con distintas técnicas de deposición superficial de cerámicas sobre distintos substratos. Las más difundidas son: "*flame spray*", "*plasma spray*", deposición física y química (PVD y CVD), etc. [6].

Asimismo, los satélites tienen una lámina metálica que los rodea y que se recubre con depósitos de alta reflectividad para evitar el efecto térmico de la radiación solar.

Efectos de la radiación en los circuitos integrados.

El performance de los circuitos electrónicos de satélites es degradado por la radiación ambiental presente en el espacio. Estos circuitos son principalmente hechos usando tecnología CMOS ("*complementary metal oxide semiconductor*"). Los circuitos CMOS son sensibles al total de la dosis de radiación gamma que causa cambios en sus parámetros operativos. Estos circuitos dejan de operar luego de recibir una dosis superior a la permitida. La radiación también produce foto-corrientes que pueden disminuir o paralizar su funcionamiento. Por ello, es imprescindible considerar la utilización de circuitos integrados endurecidos para soportar la radiación y diseñados especialmente para evitar que fallen en su funcionamiento al recibir radiación en el espacio. De igual forma tener un buen control térmico de todo el satélite.

3.3 Control térmico.

En la actualidad los equipos electrónicos de los satélites suelen funcionar a temperaturas de 0 °C a 70 °C, en el espacio las temperaturas pueden llegar a ser de – 150°C cuando no hay sol a 250°C cuando hay sol.

Es por esa razón que un control térmico es indispensable para el buen funcionamiento de los satélites, estos controles pueden ser mantas térmicas envueltas en el satélite, radiadores externos, resistencias calentadoras y pinturas negras con el fin de evitar la dilatación de la estructura.

Tradicionalmente se distingue entre elementos activos y pasivos. Aunque la frontera no está del todo clara, usaremos como pasivos los que no disponen de elementos móviles ni de potencia eléctrica. Así, los elementos pasivos implican acciones únicamente antes del lanzamiento, mientras que los activos sí requieren para su funcionamiento la variación de parámetros en el espacio.

3.3.1 Recubrimientos térmicos.

Sus parámetros básicos son la absorptividad solar y la emisividad en infrarrojo y en visible. Se dividen en cuatro grupos:

- Reflector solar: Refleja la energía solar incidente, emitiendo en infrarrojo. Es la manera de conseguir baja temperatura cuando se encuentra sometido a la radiación solar. Dependiendo del tipo de misión, se usarán materiales inorgánicos (bien en órbita terrestre, muy mal en interplanetaria) o pinturas orgánicas, más estables frente a la radiación ultravioleta. Ejemplo: la pintura blanca.
- Absorbente solar: Absorbe la energía solar, y emite ligeramente en infrarrojo. Los utilizaremos cuando queramos alcanzar altas temperaturas, como en carenas de sensores o microcohetes. Ejemplo: superficies metálicas pulidas o electro acabadas.
- Reflector plano: Refleja la energía incidente en todo el espectro visible hasta el infrarrojo cercano. Ejemplo: recubrimientos con pinturas de aluminio.
- Absorbente plano: Absorbe la energía solar incidente en todo el espectro desde el ultravioleta hasta el infrarrojo lejano. Ejemplo: pintura negra.

Los aislamientos térmicos reducen el flujo de calor entre dos superficies en contacto.

- Aislamientos de material único: Son materiales de baja conductividad, como la fibra de vidrio, aceros inoxidable, titanio, plásticos... En general dan unas prestaciones pobres.
- Materiales multicapa: Típicas mantas MLI, formadas por varias capas muy delgadas de materiales de baja emisividad separadas por materiales de baja conductividad. Se conforman en vacío para evitar fenómenos convectivos entre las capas, pues se degradan mucho con la presencia de presión interna. Suelen estar compuestas por hojas de Mylar o Kapton. Son las típicas hojas doradas que observamos en los vehículos espaciales

Capítulo 4.

Desarrollo de la estructura y las protecciones.

4.1 Identificación de necesidades.

Una de la necesidad de que se tiene es la de dotar de protección a los sistemas electrónicos dentro del pequeño modulo satelital que se pretende lanzar, protegerlos de ciertas condiciones ya mencionadas, las cuales se encuentran en un ambiente espacial.

Un satélite cruza un espacio que no es vacío absoluto, sino que hay partículas atómicas que constituyen un plasma rarificado que está en movimiento y que al ser atravesado a gran velocidad, como es el caso del satélite, cargan eléctricamente al mismo. Ello significa que algunos electrones son repelidos, por ser de la misma carga, y que una vez en equilibrio hay que considerar pues una pequeña carga que se hace mayor a altitudes superiores, sobre todo con las tormentas de la magnetosfera. En estos casos la cualidad de los materiales externos del satélite no ha de ser distinta entre sí para evitar diferencias de potencial y por lo tanto descargas; tal falta de uniformidad también crea diferencia de potencial entre las caras iluminadas y en sombra del cuerpo orbital. Con tal plasma, además de la radiación, la luz solar incidente también libera electrones por lo que queda cargado positivamente en tanto que en la parte oscura o de sombra se queda cargado negativamente.

La mejor solución es utilizar paredes metálicas, buenas conductoras, incluso cuando se emplean células solares como recubrimiento parcial; tales células pueden llevar una ligera capa del transparente, pero conductor, óxido de indio o similar a tales efectos.

Esta es una de las razones más significativas por la cual se escogió una aleación metálica, para desarrollar las protecciones y estructuras necesarias para contenerlas. Teniendo una ventaja de una maquinación mucho más sencilla que con otro tipo de materiales, así como de una resistencia muy buena al ambiente en el que se disponen a ser utilizados en este caso un ambiente espacial.

Una de las necesidades más importantes es dotar de protección contra la basura espacial los componentes, algunas órbitas, como las geoestacionarias sobre el cenit de algunas longitudes, se han ido llenado o se pueden llenar de satélites dando lugar a algunos problemas. Uno de ellos es el puramente físico de la saturación, derivado la cercanía entre

satélites de las grandes cantidades de partes esparcidas en la órbita alrededor del planeta, lo cual también es un problema que tratamos de solucionar con protecciones metálicas.

La función de la estructura es alojar todos los equipos y soportar las cargas (mecánicas y térmicas) manteniendo la integridad física y dimensional del módulo satelital a lo largo de su vida útil. Los mecanismos deben mantener unido el módulo a la plataforma del satélite.

Principalmente lo que quiere obtener en el diseño espacial es minimizar la masa total, fijada una carga útil. Por tanto, un requisito fundamental del subsistema de estructuras y mecanismos es que sea lo más ligero posible.

Se pueden utilizar materiales similares a los utilizados en las estructuras y mecanismos aeronáuticos como aleaciones de aluminio, titanio y materiales compuestos.

4.2 Definición del problema.

Uno de los problemas definidos es el acomodo de los sistemas electrónicos que se tenían, ya que se buscaba obtener un diseño que fuera fácil de manejar para todo el equipo que está trabajando en el módulo del satélite, en el cual se pueda desensamblar fácilmente sin necesidad de una herramienta muy especializada y a su vez la estructura pueda mantenerse conectada con la fuente de energía que suministrara a los demás componentes electrónicos y mantenerlos unidos en la misma estructura.

Esto se pretende realizar por medio de un diseño que sea parecido a un racimo, pero también se tomaron en cuenta algunas estructuras observadas en varios libros para diseño espacial.

Una los retos especificados dentro de este diseño, es que, se solicitaba que fuera desarmable y fuera hecho por medio de varias partes mecánicas las cuales fueran posible un ensamble fácil, rígido y seguro.

4.3 Propuestas de diseño.

Se empezaron a tomar varias propuestas basadas en varios libros de diseño espacial, se tomó muy en cuenta una estructura primaria y una secundaria.

La estructura primaria deberá ser de las más fuertes ya que esta es la que realiza y distribuye cargas principales entre toda la estructura así como brindara el soporte principal, para poder sostener la estructura secundaria. Esta estructura en si es pequeña ya que no disponemos de mucho espacio para poder desarrollarla de una forma más elaborada, debe de poder sostener unas cargas estáticas, se trató de hacer de un diseño muy simple pero que sea rígido y a la vez ligero y sencillo de montar.

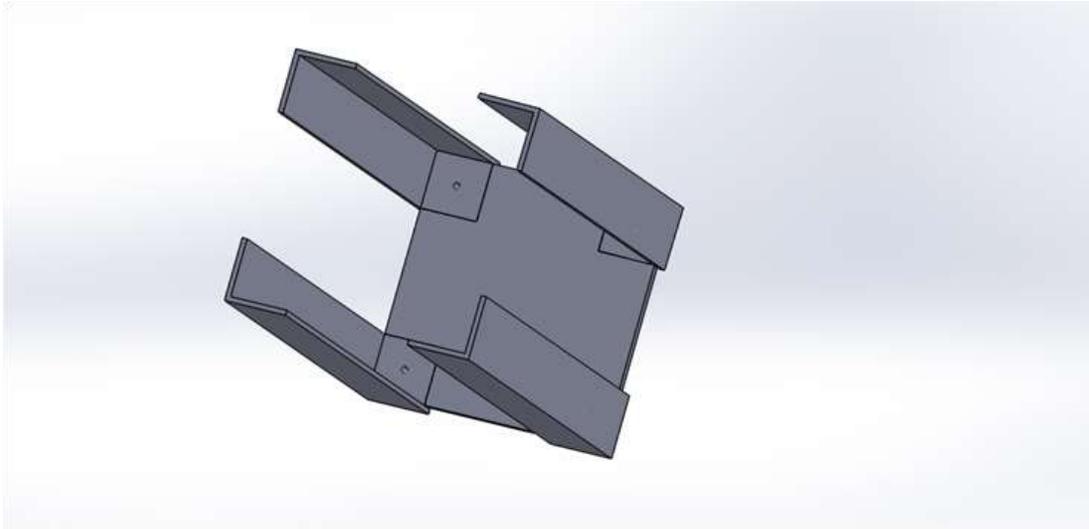


Figura 7.- Estructura primaria y parte exterior del módulo.

La estructura secundaria es la que mantendrá a los componentes electrónicos en el lugar deseado por medio de una estructura interna y montada sobre la primaria, a esta estructura interna podríamos llamarle un esqueleto, el cual está hecho del mismo material que toda la estructura, con un diseño rígido y ligero, debido al material y al diseño, así como un ensamblaje sencillo para su fácil manejo, disponibilidad y realizar las pruebas necesarias de los instrumentos electrónicos sin necesidad de desarmar toda la estructura, quitando solo algunas piezas claves y fáciles de remover y volver a acomodar. Las especificaciones dimensionales dentro de esta estructura secundaria deben de ser exactas ya que una vez en órbita no se podrá hacer mejoras o composturas.

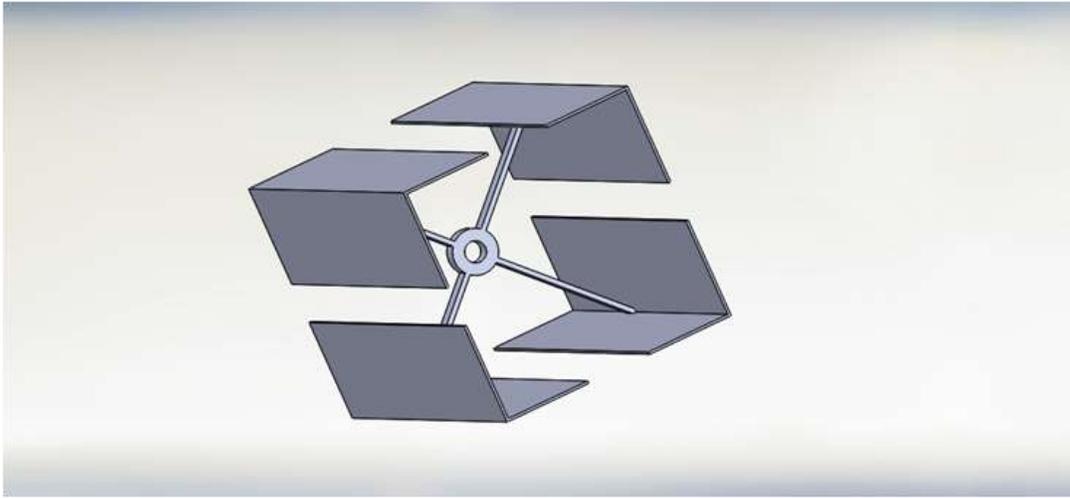


Figura 8.- Parte que sujeta la estructura central.

Existe una estructura terciaria por así llamarla, esta estructura son las cajas protectoras o carcasas que protegerán cada uno de los componentes electrónicos del módulo, ya que estos componentes son muy delicados y pueden ser afectados por todo el ambiente espacial, ya que es muy hostil con los componentes electrónicos, podemos observar en la figura, uno de los micro controladores que se usaran y el cual deberá de ir protegido de forma individual y su posterior carcasa en la siguiente figura.

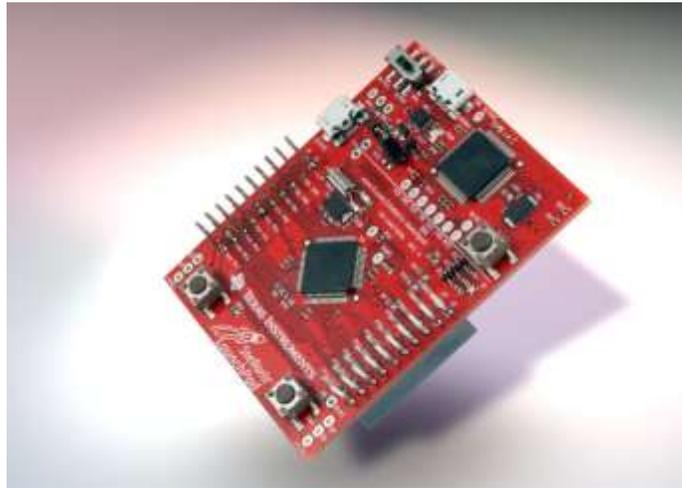


Figura 9.-Controlador Texas usado para cámaras del módulo.

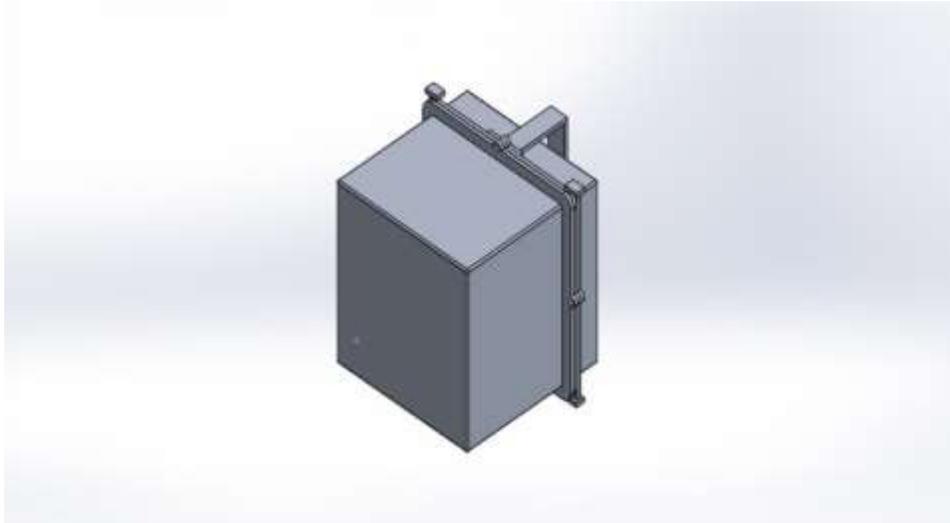


Figura 10.- Carcasa de protección para fuentes de alimentación.

Lo que se quiere obtener en estas estructuras es buscar principalmente es un manejo simple y fácil con el cual en cualquier cuestión de una falla se pueda arreglar y mover la estructura completa o poder desarmarla sin ningún inconveniente.

Esto se lleva a cabo gracias a la ayuda del software de diseño mecánico, en este caso Solidworks, que por medio de él realizamos un ensamble virtual y observar en 360 grados la estructura.

Podemos observar un ensamble ya terminado del primer prototipo que se tiene del módulo espacial.

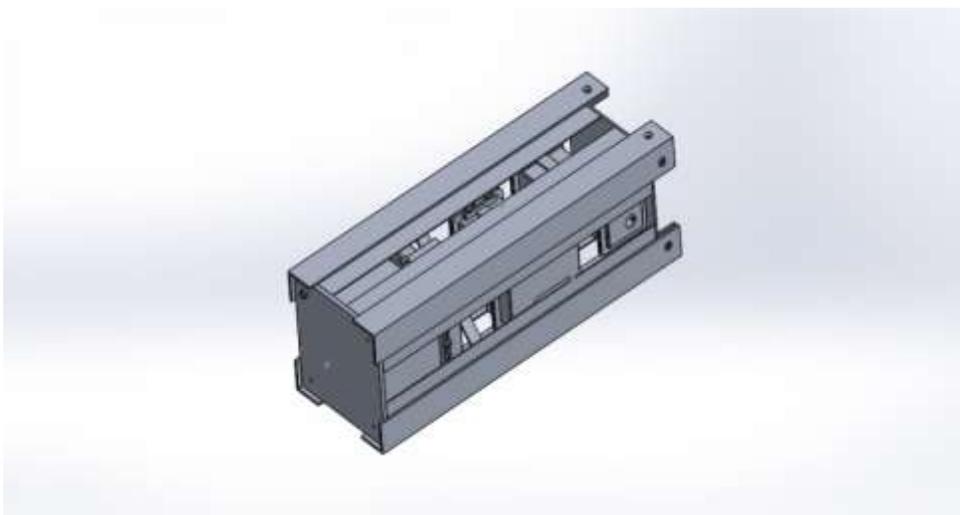


Figura 11.- Modulo completo ya ensamblado.

Dentro de este prototipo muchas partes son desarmables debido al tamaño de los componentes electrónicos que se quieren llevar dentro.

También cuenta con una estructura de soporte la cual está en medio totalmente soportando cada una de las protecciones en forma de una columna vertebral.

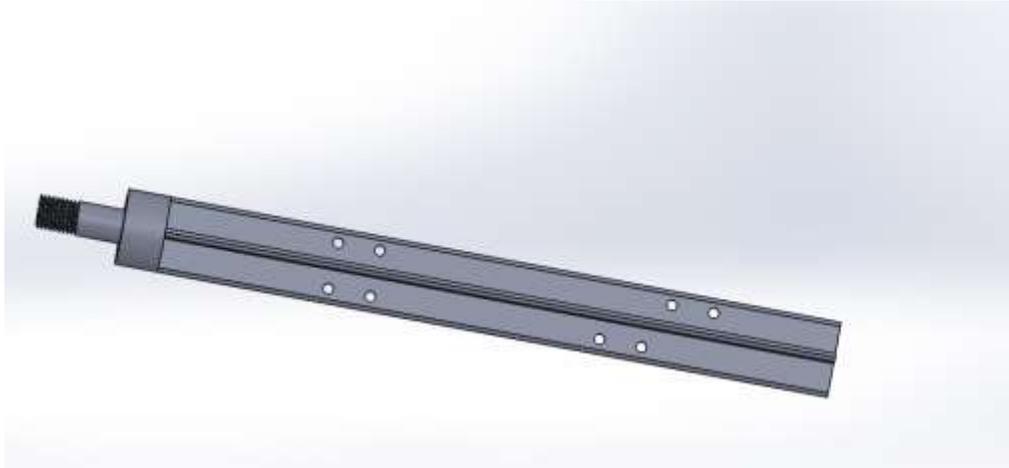


Figura 12.- Pieza central que sostiene los módulos.

Esta es una de las piezas más importantes ya que se encuentra sosteniendo básicamente todas las tarjetas y las dos cámaras desde un punto central y las mantiene en una posición firme.

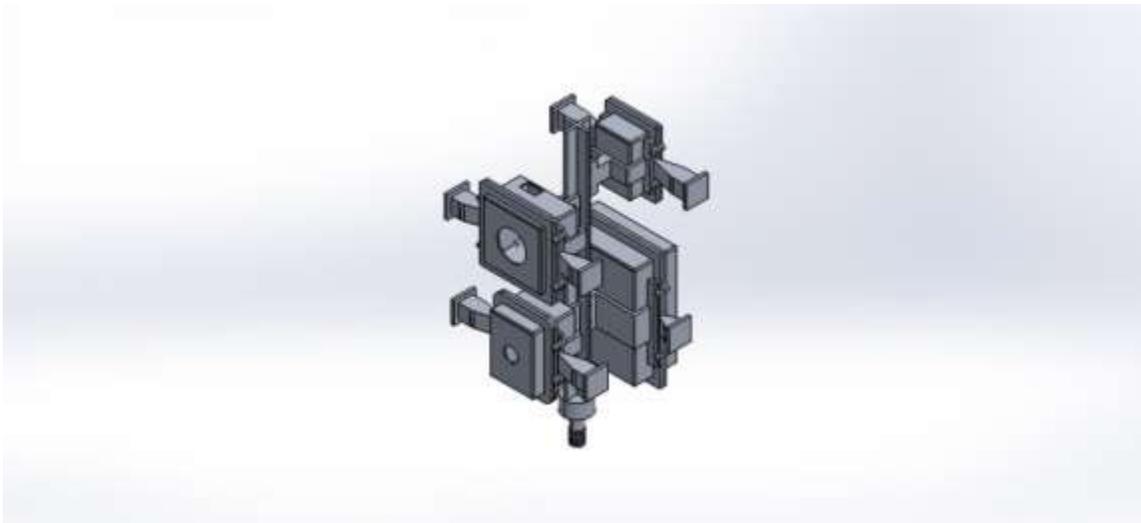


Figura 13.- Ensamblaje parte central del módulo.

Como otra parte de sujeción se diseñaron varios broches a la medida para sostener las pequeñas cajas al poste central los cuales tiene la función de mantener unida a la estructura y así poder obtener una forma de ramificación por dentro de la misma con las demás partes.

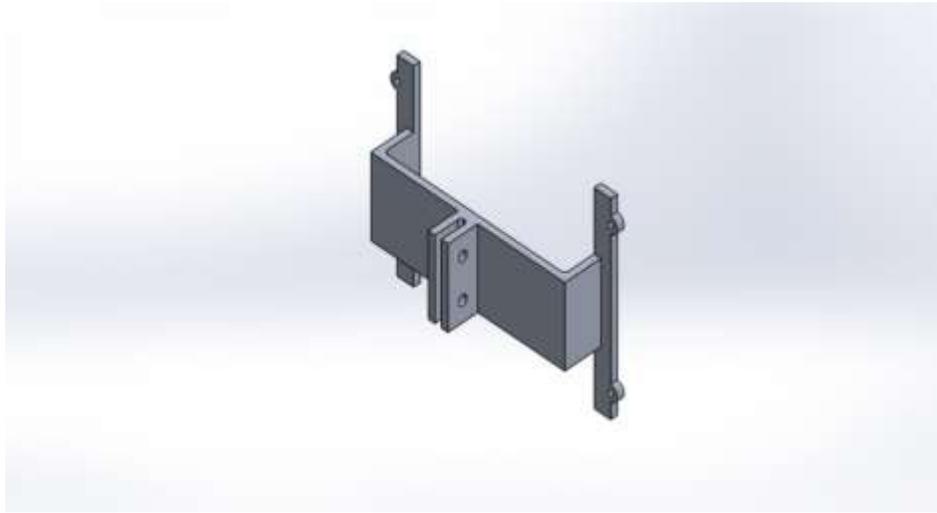


Figura 14.- Diseño del broche utilizado para sujetar las carcasas.

Todos estos elementos serán sujetos por medio de tornillos y tuercas que es una de las primeras opciones tomadas en cuenta como elemento de sujeción de todo el modulo, debido a que la principal característica que se quiere resaltar es la facilidad para desarmar y armar el modulo.

4. 3.1 Diseño del prototipo en maqueta.

Se realizó una primera maqueta del prototipo ya establecido a tamaño real para comprobar que las medidas y los dispositivos coincidían con el trabajo realizado así como las sugerencias y las adecuaciones necesarias para poder operar todos los componentes electrónicos que se tienen, la maqueta fue hecha de papel batería por su fácil manejo como se observa en las imágenes.



Figura 15.- Imágenes de la construcción de maqueta del modelo.

De esta forma este, es el diseño inicial de modo que, se entrara en otra fase del diseño en la cual se tendrá que agregar o modificar un poco la estructura primaria para adecuarla a los requerimientos que puedan surgir de último momento ya que se necesitaran afinar algunos de talles lo que podría causar un ligero cambio en la estructura o en su volumen, para así poder tener un prototipo final, además de afinar todos los detalles necesarios, como puede ser un acomodo en la geometría o algunas perforaciones o ranuras necesarias para las conexiones que se requieren.

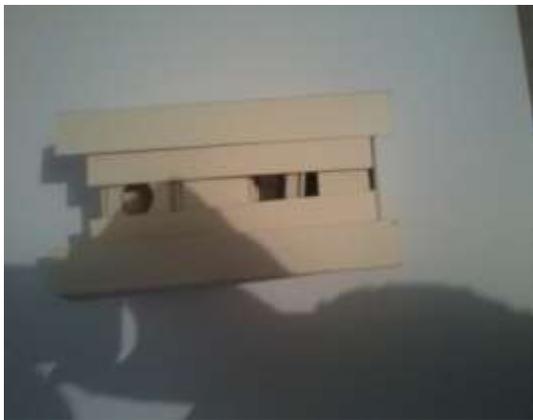
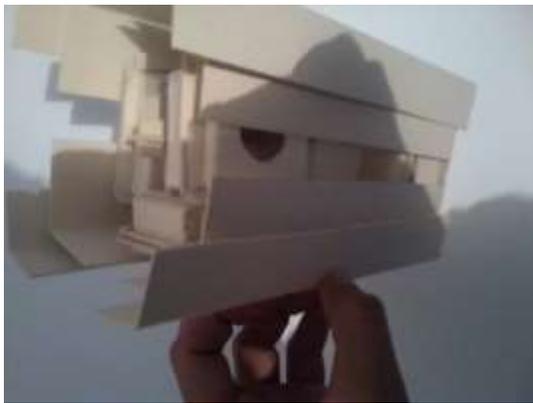


Figura 16.-Imágenes de maqueta terminada.

La maqueta fue realizada para obtener la visualización de lo que se está realizando a pesar de que el modelo lo podemos ver por medio del programa en 3D, realizar una maqueta tiene

ciertas ventajas de visualización de problemas, detalles y algún otro aspecto incluso estético que se quiera agregar al prototipo final.

Esta se realizó según las partes que se requieren tanto las que son partes móviles, fijas y desmontables para así tener la idea del espacio y tamaño de cada componente que estará en el prototipo. Podemos observar en las imágenes el proceso que se llevó a cabo durante la realización y construcción de la maqueta.

Como parte de este desarrollo se llegó a un diseño final, después de reacomodar algunas piezas y rediseñarlas, también se realizó un modelo final del módulo.

4.4 Material propuesto.

El espacio es considerado un ambiente muy hostil en el que solo materiales exóticos servirían, este punto de vista lleva un poco de verdad, pero se ha logrado mucho con materiales los cuales su eficacia ha sido probada, en las estructuras y el diseño mecánico centra el análisis en la rigidez y la resistencia de estos materiales.

Los materiales que se eligen para el diseño espacial y para las naves espaciales y satélites deben ser fuertes, ligeros, rígidos, tener baja volatilidad, baja sublimación en el vacío, tener una baja expansión térmica y ser resistentes a la radiación cósmica que penetra en el espacio, resistencia a la radiación UV y a la erosión de oxígeno atómico.

Se escogieron aleaciones de aluminio para uso aeroespacial. Las principales aleaciones de aluminio utilizadas como componentes estructurales en el sector aeroespacial son las aleaciones de la serie 7xxx de alta resistencia mecánica, o las de la serie 2xxx con reconocida mejora en la tenacidad. Las aplicaciones industriales de estas aleaciones se explican a partir de su micro estructura y propiedades físico-mecánicas, por lo que son más usadas en bastidores y piezas del fuselaje de componentes aeronáuticos, donde la resistencia específica también es un factor crítico.

Teóricamente existen varias aleaciones de aluminio, más de 300 aleaciones registradas, pero en el mercado podemos encontrar solamente algunas, que se usan frecuentemente en la industria. Así que nos concentraremos en los aluminios que se venden comercialmente (cabe mencionar que una aleación común, disminuye el costo del diseño).

Desde el punto de vista de la estructura cristalina las aleaciones de aluminio son cúbicas centradas en caras (FCC) y no sufren cambios alotrópicos, lo que le confiere una alta plasticidad, aunque las propiedades mecánicas varían enormemente según sean los elementos aleantes y los tratamientos termo mecánicos a los que haya sido sometido el aluminio.

En el caso particular de las aleaciones tratables térmicamente el procesamiento térmico al que son sometidas genera una fina dispersión de partículas de segunda fase en la matriz. Estos precipitados generados en el tratamiento térmico disminuyen la movilidad de las dislocaciones y en consecuencia se reduce significativamente la conformabilidad de la aleación. Este efecto está acompañado de un considerable aumento de la resistencia que combinado con los bajos valores de densidad dan lugar a aleaciones con una resistencia específica similar a la del acero.

En relación con la resistencia a la corrosión el aluminio tiene una alta reactividad con el oxígeno del aire, formándose de manera natural una delgada capa de óxido de aluminio (Al_2O_3) en la superficie del metal. Esta capa es adherente y protege al metal de futuras oxidaciones, dotándole de una buena resistencia a la corrosión frente a soluciones ácidas, pero puede ser atacada por medios alcalinos. Ya aunque la capa de óxido puede formarse en distintos tipos de ambientes, es posible controlarla y mejorar la respuesta de estas capas superficiales haciéndolas crecer artificialmente por anodizado.

El aluminio puro y las aleaciones de aluminio no tratables térmicamente exhiben una alta resistencia a la corrosión generalizada. En cambio, en las aleaciones tratables térmicamente, como son las series 6000, consideradas de media resistencia, y las series 2000 y 7000 de alta resistencia mecánica, la respuesta frente al fenómeno de la corrosión es menor. Por este motivo, estas aleaciones se utilizan en aplicaciones aeronáuticas donde la resistencia a la corrosión es un aspecto secundario frente a la resistencia mecánica.

4.4.1 Aleaciones de aluminio 7075.

La aleación 7075 en temple T6 es una de las aleaciones más sólidas de la ingeniería en general. En particular, cabe destacar las características metalográficas que le confieren sus

excelentes propiedades mecánicas. Los elevados valores de resistencia y baja densidad son los factores claves que determinan su uso en componentes estructurales que estén sometidos a elevadas tensiones y sea necesaria una buena respuesta frente a la corrosión. Estas aleaciones son sustitutas de los aceros en estructuras que soportan sobrecarga, donde se pueden explotar las ventajas del peso menor, la rigidez específica y las correlaciones altas de la resistencia al peso. Los principales usos se encuentran en la industria aeroespacial, militar y nuclear.

La aleación de aluminio 7075 es una aleación de forja de la serie 7000. Es la más importante de este grupo y contiene entorno a un 5,1%-6.1% de Zn, entre 2,1 y 2.9% de Mg y entre 1.2 y 2% de Cu. Debido a los elementos aleantes (Cu, Mg y Zn) se trata de una aleación tratable térmicamente y susceptible de endurecerse por envejecimiento, característica que se denota por la letra T. Los números que siguen indican el tipo exacto de tratamiento térmico u otros aspectos especiales del procesado de la aleación.

Este tratamiento consta de una primera etapa (solubilización y templado) en la que se genera una solución sólida sobresaturada, y de una segunda fase denominada de envejecimiento, que puede ser natural o artificial, según se produzca a temperatura ambiente o a alta temperatura, respectivamente. Como resultado la aleación aumenta su resistencia por la precipitación de determinados compuestos. El propósito del endurecimiento por precipitación es el de crear en la aleación una microestructura formada por una dispersión densa y fina de partículas en una matriz de metal deformable. Las partículas precipitadas actúan como obstáculos que se oponen al movimiento de las dislocaciones durante la deformación, al restringir el movimiento de las dislocaciones la aleación se fortalece, aumentando el límite elástico y la resistencia a tracción.

En la aleación de aluminio 7075-T6 el tratamiento térmico realizado de solubilización y temple se combina con un proceso de envejecimiento artificial en un horno a unos 120°C aproximadamente. El precipitado básico que se forma en el tratamiento térmico es el compuesto intermetálico $MgZn_2$. La elevada solubilidad del zinc y del magnesio en el aluminio hace posible que se cree una alta densidad de precipitados y, por lo tanto, producir incrementos de dureza muy elevados, superiores a la del material de partida.

4.4.2 Composición química

Para asegurar la máxima eficiencia del aluminio, este cuenta con las siguientes especificaciones.

- 0.4% de Si.
- 0.5% de Fe.
- 1.2%-2% de Cu.
- 0.3% de Mn.
- 2.1%-2.9% de Mg.
- 0.18%-0.28% de Cr.
- 5.1%-6.1% de Zn.
- 0.2% de Ti.
- 0.15% máximo de otros elementos.

4.4.3 Propiedades mecánicas.

El estudio de las propiedades mecánicas se utiliza como base para dictaminar sobre un material metálico, con vistas a un fin de aplicación concreto. Las principales características mecánicas de la aleación AA7075-T6 que determinan su uso en aplicaciones de componentes estructurales en la industria aeronáutica son su módulo de elasticidad, límite elástico, resistencia a tracción y tenacidad de fractura a temperatura ambiente. Las aleaciones basadas en el sistema cuaternario Al-Zn-Mg-Cu presentan valores de resistencia y límite elástico, muy elevados próximos a los 600MPa y 500MPa, respectivamente. Las adiciones de Zn y del Mg son las que determinan el aumento de la resistencia y, la combinación de estos elementos con las impurezas de Cu permite obtener las aleaciones de aluminio con las mayores resistencias mecánicas.

Aunque el Zn, el Mg y el Cu en general tienden a reducir la resistencia a la corrosión, el Cu en particular mejora la respuesta frente a los esfuerzos de corrosión bajo tensión. Las aleaciones de aluminio 7xxx son susceptibles a exfoliación y agrietamiento de corrosión bajo tensión en el temple T6, por lo que requieren de una protección superficial frente al fenómeno de la corrosión.

4.4.4 Corrosión en el aluminio 7075.

El aluminio posee una excelente resistencia a la corrosión en la atmósfera debido a la formación espontánea de una capa de óxido protectora (alúmina o Al_2O_3) cuando entra en contacto con oxígeno del aire. La capa pasiva que se forma tiene un espesor entre 2-10 μm y no es muy adherente, por lo que cualquier método que mejore la adherencia e integridad de esta capa mejora la resistencia a la corrosión.

El comportamiento frente a la corrosión del aluminio es sensible a pequeñas cantidades de impurezas en el metal. La capa de óxido que se forma en condiciones naturales en las aleaciones tendrá una naturaleza heterogénea e irregular que condicionará sus propiedades protectoras. En general, las aleaciones de aluminio, serán menos resistentes a la corrosión que el metal de pureza comercial. Es decir, la presencia de impurezas en las aleaciones de aluminio que dan lugar a la formación de precipitados y que aumentan la resistencia mecánica, van a alterar la pasividad de la aleación, disminuyendo la resistencia a la corrosión.

Estos micro constituyentes pueden ser muy diferentes con respecto a la matriz atendiendo a la serie galvánica, y pueden actuar como ánodos o cátodos en una celda galvánica de dimensiones reducidas. En particular, las aleaciones Al-Cu y Al-Zn-Mg son las que presentan más tendencia para que los precipitados formen sitios catódicos que favorezcan el proceso anódico de pérdida de aluminio en la matriz. En estos casos aunque la extensión de la corrosión por pérdida del material puede no ser muy extensa, la presencia de las picaduras puede provocar un rápido aumento de pérdida de producto o bien, disminuir la integridad estructural de la aleación favoreciendo la propagación de grietas.

4.4.5 Aleaciones de aluminio 6061.

La serie 6XXX

Los aluminios de esta serie son aleaciones de magnesio y silicio. Su proporción es 0.5% Magnesio y 0.5% Silicio, esta proporción permite obtener silicato de magnesio, lo cual hace posible tratar térmicamente esta aleación, y así mejorando su resistencia mecánica.

La razón por la cual se utilizan ambos elementos dentro de la aleación es porque el Magnesio (Mg) produce alta resistencia tras el conformado en frío y el Silicio (Si) combinado con el magnesio logra mayor resistencia mecánica

La aleación Al 6061 (Al-Si-Mg) forma la base de una familia de aleaciones extremadamente importantes y más usadas debido a sus características con excelentes propiedades después de un tratamiento térmico. Su resistencia a la corrosión es excelente y mantiene un nivel bajo de expansión térmica. Si bien, es cierto que no es una aleación tan fuerte como la de Al-Cu o Al-Cu-Mg, provee propiedades mecánicas del más alto rango.

El Al 6061 posee buenas características de fundición y gran resistencia a la corrosión. Su tratamiento térmico proporciona una combinación de tracción y propiedades físicas que lo hacen atractivo para las muchas aplicaciones incluyendo maquinaria, industria automotriz, industria militar y uso en algunas partes de aplicaciones aeroespaciales.

Algunos usos más frecuentes son: ruedas de automóviles y tractores, cuerpo de bombas y compresores, moldes de inyección de plásticos, partes de maquinarias, bombas de combustibles, estructuras de misiles y otras partes estructurales [12].

Algunos otros usos son:

- Se emplea habitualmente en la construcción de los cuadros y otros componentes de bicicletas.
- En la fabricación de carretes para la pesca con mosca.
- Junto con la aleación de aluminio 7075, se emplea frecuentemente en sistemas de supresión de sonido (silenciadores), fundamentalmente en armas cortas para reducir el peso ganar funcionalidad.

Esta aleación es utilizada en estructuras tubulares en la mayoría de aeronaves experimentales como ultralivianos y aeronaves semejantes. Otras de sus aplicaciones son accesorios de aeronaves, pasadores de bisagras, pistones de freno y pistones hidráulicos.

Este aluminio es ideal para trabajos con un buen acabado superficial, presenta facilidad de maquinado, posee excelentes características para soldadura fuerte y al arco, además de no ser tóxico.

Sus características le hacen ser un material propio para uniones y acepta distintos recubrimientos. Esta aleación puede ser templada inmediatamente a la salida de la prensa

por enfriamiento al aire soplado o por una ducha de agua. Hacer dicho proceso presenta ventajas como:

- Reduce el riesgo de formación de tamaño de grano en la zona cortical (límites del material).
- Se consiguen mejores características mecánicas, al conservar una textura no recristalizable.
- Se evitan las deformaciones geométricas.

Sin embargo las condiciones de temple en la prensa deben ser adaptadas a las temperaturas críticas de temple de las aleaciones, al espesor y a la geometría del producto.

4.4.6 Composición química del aluminio 6061-T6

Para asegurar la máxima eficiencia del aluminio, este cuenta con las siguientes especificaciones:

- 0.4%-0.8% de Si.
- 0.7% máximo de Fe.
- 0.15% - 0.40% de Cu.
- 0.8%-1.2% de Mg.
- 0.04%-0.35% de Cr.
- 0.25% máximo de Zn.
- 0.015% máximo de Ti.
- 0.05% máximo de otros elementos.
- 95.8%-98.6% de Al.

Como se requieren habilidades para producir partes con precisión dimensional, control en la superficie terminada, probablemente complejas geometrías y propiedades consistentes con requerimientos específicos de ingeniería, el mejor material que se pudo elegir fue el aluminio y representa ventajas significativas, a pesar de las propiedades ya mencionadas de las dos aleaciones mostradas anteriormente que son:

El tiempo de maquinado se ve reducido.

La superficie puede llegar a tener un acabado con efectos cosméticos.

La inversión para el maquinado es típicamente menor en comparación con otros materiales.

La mayoría de las aleaciones de la fundición de aluminio, presentan características de solidificación compatible con las exigencias de la fundición para la producción de piezas de calidad.

Sin embargo el material elegido por estas características, existencia en el mercado y costo, el material elegido es el aluminio 7075-T6. El temple T6 es material templado mediante tratamiento térmico, enfriado al agua después de extruir y con un envejecimiento artificial.

Capítulo 5

Elementos de fijación para la estructura.

En aeronáutica se clasifica mediante diferentes nomenclaturas los elementos de fijación, las cuales están dadas por medio de una especificación numérica o, en algunos casos, llevan el nombre del fabricante. Los tornillos, bulones y los remaches son identificados convencionalmente como AN (Air Force and Navy), NAS (National Aircraft Standard) o MS (Military Standard).

Los elementos de fijación roscados (threaded fasteners) son los más utilizados cuando se desea lograr una junta de componentes segura y de gran rigidez, los utilizados en la industria aeronáutica pueden ser de dos tipos, los bulones (bolts y machine screws) y los tornillos (screw). La diferencia entre ellos es que los primeros son utilizados en estructuras que demandan gran resistencia mientras que los segundos se aplican en condiciones donde los estados de carga son bajos y no requieren una demanda de seguridad alta (por ejemplo, podemos mencionar los utilizados en fijar tapas de inspecciones).

5.1 Remaches aeronáuticos

Los dos principales tipos de remaches utilizados en las aeronaves son los remaches sólidos comunes vástago, que deben ser impulsados con una pistola de aire comprimido y tronzado bar, y especiales (ciegos) remaches, que se instalan con herramientas especiales de instalación. Remaches de vástago macizo son ampliamente utilizados en el montaje y reparación. Ellos se identifican por el material del que están hechos, el tipo de cabezal, el tamaño de la espiga, y la condición temperamento.

El material utilizado para la mayoría de los remaches de vástago sólidos es de aleación de aluminio. Las condiciones de fuerza y carácter de remaches de aleación de aluminio se identifican por números y letras. Los remaches 1100, 2017-T, 2024-T, 2117-T, y 5056 son los seis grados por lo general disponibles. AN de tipo remaches aeronaves sólidos pueden ser identificados por marcas de código sobre las cabezas de los remaches. Un remache hizo de 1100 el material se designa como punto "A" del remache, y no tiene cabezal de marcado. El remache de aleación 2017-T se designa como una "D" del remache y tiene una tetina planteado en la cabeza. Dos rayas en la cabeza indican una aleación 2024-T designado como "DD" remache. El remache 2117-T se designa como un "AD" remache, y tiene un hoyuelo en la cabeza.

A "B" designación se entrega a un remache de material de 5056 y está marcado con una cruz levantada en la cabeza. Cada tipo de remache se identifica por un número de parte para permitir al usuario seleccionar el correcto remache. Los números están en serie y cada serie representa un tipo particular de cabeza.

Remaches avellanados de cabeza se utilizan cuando un acabado liso que se desea. La cabeza avellanada de 100 grados ha sido adoptada como el estándar en los Estados Unidos. El cabezal universal remache (AN470) ha sido adoptado como el estándar para remaches sobresalientes de cabeza, y puede ser utilizado como un reemplazo para la cabeza redonda, plana, y brasero cabeza del remache. Estos remaches también pueden ser comprados en medias tallas mediante la designación de un "0,5" después de la longitud principal.

Distancia de remache borde, se define como la distancia desde el centro del agujero al borde más cercano de la hoja. Separación de remaches es la distancia desde el centro del orificio de remache para el centro del agujero adyacente. A menos que se sospecha deficiencias estructurales, la separación y la distancia de borde deben duplicar las de la estructura de la aeronave original. Si las deficiencias estructurales son sospechosos, lo siguiente puede ser utilizado para determinar la distancia mínima al borde y separación de remaches.

- Remaches (Rivets)

Los remaches utilizados en aeronáutica pueden clasificarse según el material de fabricación y según el mecanismo con el cual se aplican a un componente.

Del punto de vista del material se fabrican de aleación de aluminio (de uso estructural y no estructural) de acero inoxidable y de titanio (usos muy particulares).

Los remaches de aleación de aluminio y de titanio pueden ser tipo macizo o tipo Cherry, los de inoxidable son tipo Cherry. El sistema Cherry es semejante al clásico pop usado en la industria en general, Cherry es una marca registrada.

Hay una variedad importante de remaches Cherry, los principales grupos:

- 1) CherryMax
- 2) Bulbed CherryLock
- 3) Cherry Q y N (estructural y no estructural)

CheryMax: Remache de alta resistencia estructural. Cuenta con un anillo "Safe-lock" para lograr una integridad estructural más confiable. Cumple requisitos de PS-CMR-3000

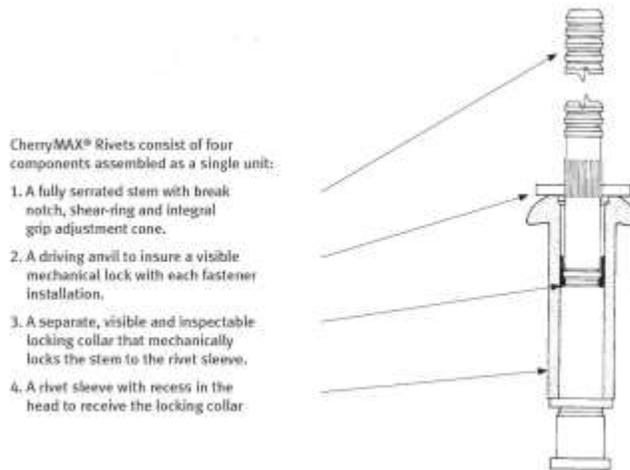


Figura 17.- Esquema de un remache aeronautico tipo CherryMax.[13]

Tabla 3.- Propiedades mecánicas del remache. [12]

MECHANICAL PROPERTIES*

Materials		Ultimate Shear Strength	Maximum Temperature
Sleeve	Stem		
5056 Aluminum	Alloy Steel	50,000 psi	250° F
5056 Aluminum	CRES	50,000 psi	250° F
Monel	CRES	75,000 psi	900° F
Inco 600	Inco X-750	75,000 psi	1400° F

*At room temperature

RIVET DIAMETER	SHEET THICKNESS	Single Shear					Tensile						
		Aluminum		Monel		INCO	Aluminum		Monel		INCO		
		NOM.	O/S	NOM.	O/S	O/S	Nom.	O/S	Nom.	O/S	O/S		
		3212	3242	3522	3552	3852	3212	3214	3242	3522	3524	3552	3852
		3213	3243	3523	3553	3853	3213	3224	3243	3523		3553	3853
		3214	3245	3524	3555		3222		3245			3555	
		3222	3246		3556		3223		3246			3556	
		3223	3252						3252				
		3224	3253						3253				
			3255						3255				
1/8(-4)	2x.156	664	814	995	1220	1220	285	250	345	400	360	490	570
5/32(-5)	2x.187	1030	1245	1545	1865	1865	445	390	530	635	555	740	860
3/16(-6)	2x.219	1480	1685	2215	2525	2525	635	560	710	890	800	1000	1160
1/4(-8)	2x.281	2615	2925	3920	4390	4390	1125	1000	1260	1570	1410	1755	2030

Bulbed CherryLock: estos remaches son estructurales y poseen un husillo (mandril) que corta en forma normal, es decir es de cizallamiento completo; cumplen la especificación NAS1740, NAS1738 y NAS1739. Por sus características pueden ser utilizados en forma óptima tanto en chapas gruesas y delgadas. Por estas características se lo utiliza en zonas donde existen vibraciones.



Figura 18.-Apariencia final del remache ya colocado. [13]

Cherry Q y N Son remaches los cuales son colocados mediante sistemas manuales o mecánicos, son utilizados para unir piezas que no demandan grandes esfuerzos (N), mientras que los Q son estructurales. Estos últimos resisten bien las vibraciones dado la forma que toma el lóbulo del remache en el extremo del vástago, sellan el alojamiento donde se instala debido a que su vástago queda retenido, es por ello que se utilizan en estructuras. En las tablas que se presentan a continuación se presentan las características mecánicas de estos remaches y su designación o nomenclatura.

Tabla 4.- Códigos de identificación de remaches.

IDENTIFICATION CODE:

First letter is rivet material:

A = 5052 Aluminum **A** = 5056 Aluminum **F** = Stainless **S** = Steel

Second letter is mandrel material:

A = 7178 Aluminum **S** = Steel

Third letter is head style:

P = Protruding **L** = Large Flange **C** = Countersunk

Fourth letter is type of rivet:

Q = Q Rivet, structural, self-plugging

First number is rivet diameter in 32nds of an inch. For example, 06 is 5/32nds or 3/16" diameter

Second number is rivet maximum grip length in 16th of an inch. For example, 08 is 8/16th or 1/2" grip length

AAPQ-06-08

Rivet Diam.	G Grip Range			L Rivet Length Max.	Series AA Aluminum Rivet Aluminum Mandrel			Series AS Aluminum Rivet Steel Mandrel, Plated		
	Min.	Mid*	Max.		Prot. Head	Lrg. Head	Ctsk. Head	Prot. Head	Lrg. Head	Ctsk. Head
1/8" (3.2mm)	.062 (1.60)	.093 (2.36)	.125 (3.18)	.212 (5.38)	AAPQ-04-01			ASPO-04-01		
	.094 (2.39)	.125 (3.18)	.167 (4.25)	.275 (6.99)	AAPQ-04-02	AALQ-04-02		ASPO-04-02	ASLQ-04-02	
	.126 (3.20)	.187 (4.75)	.250 (6.35)	.337 (8.56)	AAPQ-04-03		AACQ-04-03	ASPO-04-03		ASCO-04-03
	.168 (4.28)	.250 (6.35)	.312 (7.92)	.400 (10.16)	AAPQ-04-04	AALQ-04-04	AACQ-04-04	ASPO-04-04	ASLQ-04-04	ASCO-04-04
	.251 (6.38)	.312 (7.92)	.375 (9.53)	.462 (11.73)	AAPQ-04-05		AACQ-04-05	ASPO-04-05		ASCO-04-05
	.313 (7.95)	.375 (9.53)	.437 (11.10)	.502 (12.70)	AAPQ-04-06	AALQ-04-06	AACQ-04-06	ASPO-04-06	ASLQ-04-06	ASCO-04-06
	.376 (9.55)	.437 (11.10)	.500 (12.70)	.570 (14.50)	AAPQ-04-07		AACQ-04-07	ASPO-04-07		ASCO-04-07
	.437 (11.10)	.500 (12.70)	.562 (14.27)	.630 (16.02)	AAPQ-04-08	AALQ-04-08	AACQ-04-08	ASPO-04-08	ASLQ-04-08	ASCO-04-08
5/32" (4.0mm)	.062 (1.57)	.093 (2.36)	.125 (3.18)	.300 (7.62)	AAPQ-05-02			ASPO-05-02	ASLQ-05-02	
	.126 (3.20)	.187 (4.75)	.250 (6.35)	.425 (10.80)	AAPQ-05-04	AALQ-05-04	AACQ-05-04	ASPO-05-04	ASLQ-05-04	ASCO-05-04
	.251 (6.38)	.312 (7.92)	.375 (9.53)	.550 (13.97)	AAPQ-05-06	AALQ-05-06	AACQ-05-06	ASPO-05-06	ASLQ-05-06	ASCO-05-06
	.376 (9.55)	.437 (11.10)	.500 (12.70)	.675 (17.16)	AAPQ-05-08	AALQ-05-08	AACQ-05-08	ASPO-05-08	ASLQ-05-08	ASCO-05-08
3/16" (4.8mm)	.062 (1.57)	.093 (2.36)	.125 (3.18)	.325 (8.26)	AAPQ-06-02			ASPO-06-02		
	.126 (3.20)	.187 (4.75)	.250 (6.35)	.450 (11.43)	AAPQ-06-04	AALQ-06-04	AACQ-06-04	ASPO-06-04		ASCO-06-04
	.251 (6.38)	.312 (7.92)	.375 (9.53)	.575 (14.61)	AAPQ-06-06	AALQ-06-06	AACQ-06-06	ASPO-06-06	ASLQ-06-06	ASCO-06-06
	.376 (9.55)	.437 (11.10)	.500 (12.70)	.700 (17.78)	AAPQ-06-08	AALQ-06-08	AACQ-06-08	ASPO-06-08	ASLQ-06-08	ASCO-06-08
	.501 (12.70)	.562 (14.27)	.625 (15.88)	.850 (21.59)	AAPQ-06-10	AALQ-06-10	AACQ-06-10	ASPO-06-10	ASLQ-06-10	ASCO-06-10
	.626 (15.90)	.687 (17.45)	.750 (19.05)	.980 (24.89)	AAPQ-06-12	AALQ-06-12	AACQ-06-12	ASPO-06-12	ASLQ-06-12	ASCO-06-12
	.751 (19.08)	.812 (20.62)	.875 (22.23)	1.11 (28.19)	AAPQ-06-14	AALQ-06-14	AACQ-06-14	ASPO-06-14	ASLQ-06-14	ASCO-06-14
	.876 (22.25)	.937 (23.80)	1.00 (25.40)	1.29 (32.77)	AAPQ-06-16	AALQ-06-16	AACQ-06-16	ASPO-06-16	ASLQ-06-16	ASCO-06-16
1/4" (6.4mm)	.062 (1.57)	.093 (2.36)	.125 (3.18)	.375 (9.53)	AAPQ-08-02			ASPO-08-02		
	.126 (3.20)	.187 (4.75)	.250 (6.35)	.500 (12.70)	AAPQ-08-04	AALQ-08-04	AACQ-08-04	ASPO-08-04	ASLQ-08-04	ASCO-08-04
	.251 (6.38)	.312 (7.92)	.375 (9.53)	.625 (15.88)	AAPQ-08-06	AALQ-08-06	AACQ-08-06	ASPO-08-06	ASLQ-08-06	ASCO-08-06
	.376 (9.55)	.437 (11.10)	.500 (12.70)	.750 (19.05)	AAPQ-08-08	AALQ-08-08	AACQ-08-08	ASPO-08-08	ASLQ-08-08	ASCO-08-08
	.501 (12.70)	.562 (14.27)	.625 (15.88)	.900 (22.86)	AAPQ-08-10	AALQ-08-10	AACQ-08-10	ASPO-08-10	ASLQ-08-10	ASCO-08-10
	.626 (15.90)	.687 (17.45)	.750 (19.05)	1.03 (26.16)	AAPQ-08-12	AALQ-08-12	AACQ-08-12	ASPO-08-12	ASLQ-08-12	ASCO-08-12
	.751 (19.08)	.812 (20.62)	.875 (22.23)	1.16 (29.46)	AAPQ-08-14	AALQ-08-14	AACQ-08-14	ASPO-08-14	ASLQ-08-14	ASCO-08-14
	.876 (22.25)	.937 (23.80)	1.00 (25.40)	1.29 (32.77)	AAPQ-08-16	AALQ-08-16	AACQ-08-16	ASPO-08-16	ASLQ-08-16	ASCO-08-16

5.2 Tornillos.

Se decidió tomar como el principal elemento de fijación a los tornillos ya que se requiere que todas las piezas se puedan desarmar y armar cuantas veces sea necesario para poder hacer ajustes, arreglos y acomodos necesarios durante varias fases del desarrollo del proyecto, así como la traspotación de las piezas de forma separada si, así fuera necesario.

Los tornillos necesarios varían debido a la estructura se escogieron desde los tornillos M3 hasta tornillos M2 y M2.5, se debe tener en cuenta que estos deben estar sujetos con tuercas muy bien apretadas para poder ofrecer una sujeción muy buena y a la vez poder ser retiradas en caso de algún ajuste o reacomodo de la estructura.

Los tornillos que se propusieron son tornillos tipo allen para poder colocar mucho más fácil dentro de la estructura debido a su tamaño reducido, se proponen los tornillos tipo allen por el uso de las llaves especiales que se necesitan y la forma que se puedan colocar nos permiten un acceso más fácil y una sujeción y colocación más sencilla.

Los tornillos sugeridos serian el tipo DIN 912 M3x12, DIN 912 M2x10 de Aluminio 7075 anodizado duro.



Figura 19.- Tornillo cabeza tipo Allen.

Aunque también se puede utilizar tornillos de acero de alta dureza pero tiene un inconveniente, podrían agregar mucho peso a la estructura debido a las diferencias en las densidades de los materiales de los que están hechos estos tornillos.



Figura 20.- Tornillos con anodizado.

El peso extra podría significar un mayor costo, debido a que se podría tener un exceso del mismo implicando un costo mayor durante el lanzamiento.

Estos tornillos fueron escogidos principalmente por sus propiedades y cumplen o están fabricados bajo las normas DIN las cuales garantizan alta confiabilidad y una exactitud muy buena.

- Tuercas aeronáuticas (Nuts)

Existen varios tipos de tuercas las cuales pueden cumplir con especificaciones AN, NAS y MS. Las más comúnmente utilizadas son las tipo autofrenantes las que poseen un aro de polietileno vinculado al metal de la tuerca (retención elástica) o bien con retención metálica (AN 363 y MS 21042) y las castillo (castle AN 310 y AN 320) las cuales no poseen freno sino que se frenan por medio de una chaveta (comúnmente usada en vinculación de superficies móviles o de desmontaje repetido) [13].

La variedad de tuercas es amplia y otro tipo común de mencionar son las llamadas tuercas ancladas (anchor nuts). Estas partes permiten instalar estas tuercas en zonas donde luego será difícil acceder una vez cerrada la estructura. Se designan con clasificaron AN, NAS y MS y el ajuste es tipo 3 como en el caso de los bulones.



Figura 21.- Tuercas de uso aeronáutico.

Como medida de seguridad, en la estructura los tornillos y las tuercas deben ir pegados además de roscados con pegamento epóxico tanto la cabeza de el tornillo como las tuercas para adherirlos muy bien a la estructura, esta sugerencia fue dada después de que Cesar Bernal (Mechanical Team Leader) de la compañía "ISIS - Innovative Solutions In Space B.V" proporciono retro alimentación en base a los elementos de fijación de la estructura después de ver los diseños.

Capítulo 6

CAM / Manufactura Asistida por Computadora

Manufactura Asistida por Computadora (CAM) común mente se refiere al uso de aplicaciones de software computacional de control numérico (NC) para crear instrucciones detalladas (G-code) que conducen las máquinas de herramientas para manufactura de partes controladas numéricamente por computadora (CNC). Los fabricantes de diferentes industrias dependen de las capacidades de CAM para producir partes de alta calidad.

Una definición más amplia de CAM puede incluir el uso de aplicaciones computacionales para definir planes de manufactura para el diseño de herramientas, diseño asistido por computadora (CAD) para la preparación de modelos, programación NC, programación de la inspección de la máquina de medición (CMM), simulación de máquinas de herramientas o post-procesamiento. El plan es entonces ejecutado en un ambiente de producción, como control numérico directo (DNC), administración de herramientas, maquinado CNC, o ejecución de CCM

Control Numérico (CN) es el término original de esta tecnología. Actual mente es intercambiable con el termino Control Numérico por Computadora (CNC).

El CN ha sido uno de los más importantes desarrollos en manufactura en los últimos 50 años, al desarrollar:

- Nuevas técnicas de producción.
- Incrementa la calidad de los productos.
- Reducción de costos.

6.1 Estándares de controladores.

Existen diferencias entre los controladores que existen en el mercado, inclusive de un mismo fabricante debido a la variedad de modelos existentes.

Para entender el CNC, es necesario conocer las diferencias y similitudes que presentan los diferentes controladores así como los estándares que utilizan para su programación.

Normalmente se siguen dos estándares mundiales:

ISO 6983

(International Standardization Organization)

EIA RS274

(Electronic Industries Association)

6.2 Beneficios de CAM

Los beneficios de CAM incluyen un plan de manufactura correctamente definido que genera los resultados de producción esperados.

- Los sistemas CAM pueden maximizar la utilización de la amplia gama de equipamiento de producción, incluyendo alta velocidad, 5 ejes, máquinas multifuncionales y de torneado, maquinado de descarga eléctrica (EDM), y inspección de equipo CMM.
- Los sistemas CAM pueden ayudar a la creación, verificación y optimización de programas NC para una productividad óptima de maquinado, así como automatizar la creación de documentación de producción.
- Los sistemas CAM avanzados, integrados con la administración del ciclo de vida del producto (PLM) proveen planeación de manufactura y personal de producción con datos y administración de procesos para asegurar el uso correcto de datos y recursos estándar.
- Los sistemas CAM y PLM pueden integrarse con sistemas DNC para entrega y administración de archivos a máquinas de CNC en el piso de producción.

La Fabricación Asistida por Ordenador ofrece significativas ventajas con respecto a los métodos más tradicionales de controlar equipos de fabricación con ordenadores en lugar de hacerlo con operadores humanos. Por lo general, los equipos CAM conllevan la eliminación de los errores del operador y la reducción de los costes de mano de obra. Sin embargo, la precisión constante y el uso óptimo previsto del equipo representan ventajas aún mayores. Por ejemplo, las cuchillas y herramientas de corte se desgastarán más lentamente y se estropearían con menos frecuencia, lo que reduciría todavía más los costes de fabricación.

Frente a este ahorro pueden aducirse los mayores costes de bienes de capital o las posibles implicaciones sociales de mantener la productividad con una reducción de la fuerza de trabajo.

Los equipos CAM se basan en una serie de códigos numéricos, almacenados en archivos informáticos, para controlar las tareas de fabricación. Este Control Numérico por Computadora (CNC) se obtiene describiendo las operaciones de la máquina en términos de los códigos especiales y de la geometría de formas de los componentes, creando archivos informáticos especializados o programas de piezas. La creación de estos programas de piezas es una tarea que, en gran medida, se realiza hoy día por software informático especial que crea el vínculo entre los sistemas CAD y CAM.

Las características de los sistemas CAD/CAM son aprovechadas por los diseñadores, ingenieros y fabricantes para adaptarlas a las necesidades específicas de sus situaciones. Por ejemplo, un diseñador puede utilizar el sistema para crear rápidamente un primer prototipo y analizar la viabilidad de un producto, mientras que un fabricante quizá emplee el sistema porque es el único modo de poder fabricar con precisión un componente complejo. La gama de prestaciones que se ofrecen a los usuarios de CAD/CAM está en constante expansión. Los fabricantes de indumentaria pueden diseñar el patrón de una prenda en un sistema CAD, patrón que se sitúa de forma automática sobre la tela para reducir al máximo el derroche de material al ser cortado con una sierra o un láser CNC. Además de la información de CAD que describe el contorno de un componente de ingeniería, es posible elegir el material más adecuado para su fabricación en la base de datos informática, y emplear una variedad de máquinas CNC combinadas para producirlo.

La Fabricación Integrada por Computadora (CIM) aprovecha plenamente el potencial de esta tecnología al combinar una amplia gama de actividades asistidas por ordenador, que pueden incluir el control de existencias, el cálculo de costes de materiales y el control total de cada proceso de producción. Esto ofrece una mayor flexibilidad al fabricante, permitiendo a la empresa responder con mayor agilidad a las demandas del mercado y al desarrollo de nuevos productos.

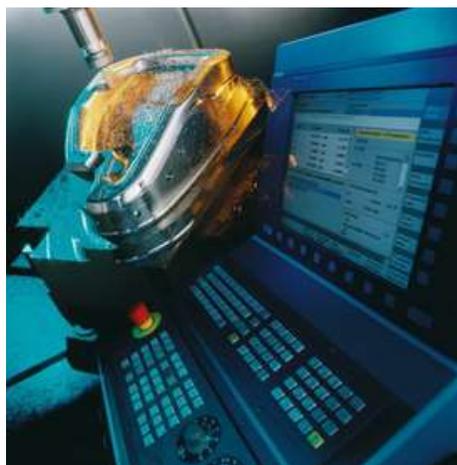


Figura 22.- Ilustración de fresado por CNC.

La futura evolución puede incluir la integración aún mayor de sistemas de realidad virtual, que permitirá a los diseñadores interactuar con los prototipos virtuales de los productos mediante la computadora, en lugar de tener que construir costosos modelos o simuladores para comprobar su viabilidad.

Este proceso resulta una opción muy buena para la fabricación de los modelos que se necesitan para la protección de los componentes dentro el modulo espacial, además de que las propiedades del material no son afectadas y no hay uniones entre ellas ya que estas están hechas de una sola pieza solida sin ningún tipo de uniones como soldaduras etc.

También es un método más confiable ya que la precisión con la que están hechas es muy buena, así como las propiedades de material no se ven alteradas debido a una temperatura externa o soldadura haciendo los contenedores más propenso a una fractura o alguna falla debido al material.

Flujo del procesamiento de CNC

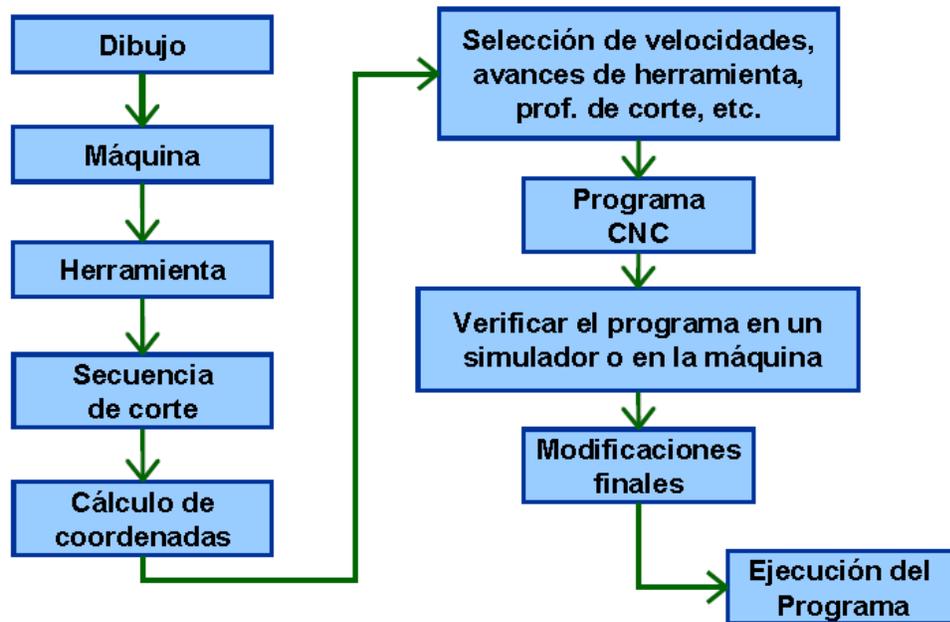


Figura 23.- Flujo del proceso de CNC.

6.3 Ventajas de la manufactura en CNC.

- Permitiría una mejor planeación de la manufactura de las piezas necesarias.
- Es posible incrementar la flexibilidad del maquinado de las piezas.
- Se puede tener un mucho mejor control del proceso y del tiempo de maquinado de las piezas.
- Se incrementa la seguridad de los dispositivos dejando atrás errores humanos en la manufactura.
- Hay un gran aumento en la precisión que se puede obtener de la pieza necesaria.
- La producción de las piezas será mucho más rápida y de mejor calidad y exactitud.
- El manejo que puede tener la pieza al momento de la manufactura es mínimo.
- Existe una gran reducción al momento de la manufactura de las piezas complicadas, son más sencillas de realizar.
- Existe un amplio cumplimiento de especificaciones.

El procedimiento de la manufactura puede ser realizado desde cualquier programa como es Solidworks o incluso NX UNIGRAPHIX, con el módulo de manufactura que contienen estos programas, se puede generar el código necesario para la manufactura de estos

componentes o según sea el software que se utilice la máquina para manufacturar las piezas.

Este tipo de programación es totalmente gráfica por medio del software, una computadora controla la posición y la velocidad de los motores que accionan los ejes de la máquina, se puede mostrar la forma de la manufactura y las herramientas a utilizar ya sea el caso de usar un torno o una fresadora, los pasos necesarios y el acabado final de la pieza así como las coordenadas donde se desea empezar a trabajar la pieza, principalmente este proceso es conocido como proceso por arranque de viruta debido a la forma en que se retira el material, gracias a esto es posible realizar movimientos que no se pueden hacer manualmente como círculos, líneas diagonales y figuras complejas tridimensionales.

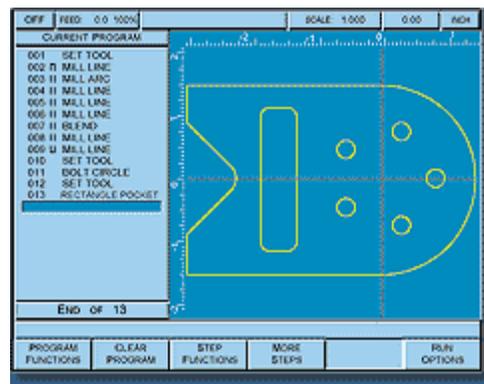


Figura 24.- Pantalla de un programa para CNC. [28]

Capítulo 7

Elemento finito y pruebas aplicadas al diseño.

El Método de Elementos Finitos (MEF o FEM) fue al principio desarrollado en 1943 por Richard Courant, quien utilizó el método de Ritz de análisis numérico y minimización de las variables de cálculo para obtener soluciones aproximadas a un sistema de vibración. Poco después, un documento publicado en 1956 por M. J. Turner, R. W. Clough, H. C. Martin, y L. J. Topp estableció una definición más amplia del análisis numérico [2].

Este documento se centra en “la rigidez y deformación de estructuras complejas”. Con la llegada de los primeros ordenadores instaura el cálculo matricial de estructuras. Éste parte de la discretización de la estructura en elementos lineales tipo barra de los que se conoce su rigidez frente a los desplazamientos de sus nodos. Se plantea entonces un sistema de ecuaciones resultado de aplicar las ecuaciones de equilibrio a los nodos de la estructura.

El análisis de elementos finitos (FEA) es el modelado de productos y sistemas en un entorno virtual, con el propósito de encontrar y resolver potenciales (o actuales) problemas estructurales o de rendimiento. FEA es la aplicación práctica del método de elementos finitos (FEM), que es utilizado por ingenieros y científicos para matemáticamente modelar y resolver numéricamente problemas de complejas estructuras, fluidos y de multifísica. El software FEA puede ser utilizado en una amplia gama de industrias, pero es más comúnmente utilizado en las industrias aeronáutica, biomecánica y de automoción.

El FEM permite obtener una solución numérica aproximada sobre un cuerpo, estructura o dominio sobre el que están definidas ciertas ecuaciones diferenciales en forma débil o integral que caracterizan el comportamiento físico del problema— dividiéndolo en un número elevado de subdominios no intersectantes entre sí denominados «elementos finitos». El conjunto de elementos finitos forma una partición del dominio también denominada discretización. Dentro de cada elemento se distinguen una serie de puntos representativos llamados «nodos». Dos nodos son adyacentes si pertenecen al mismo elemento finito; además, un nodo sobre la frontera de un elemento finito puede pertenecer a varios elementos. El conjunto de nodos considerando sus relaciones de adyacencia se llama (malla).

Los cálculos se realizan sobre una malla de puntos (nodos), que sirven a su vez de base para discretización del dominio en elementos finitos. La generación de la malla se realiza usualmente con programas especiales llamados generadores de mallas, en una etapa previa a los cálculos que se denomina pre-proceso. De acuerdo con estas relaciones de adyacencia

o conectividad se relaciona el valor de un conjunto de variables incógnitas definidas en cada nodo y denominadas grados de libertad. El conjunto de relaciones entre el valor de una determinada variable entre los nodos se puede escribir en forma de sistema de ecuaciones lineales. La matriz de dicho sistema de ecuaciones se llama matriz de rigidez del sistema. El número de ecuaciones de dicho sistema es proporcional al número de nodos.

Típicamente el análisis de los elementos finitos se programa computacionalmente para calcular el campo de desplazamientos y, posteriormente, a través de relaciones cinemáticas y constitutivas las deformaciones y tensiones respectivamente, cuando se trata de un problema de mecánica de sólidos deformables o más generalmente un problema de mecánica de medios continuos. El método de los elementos finitos es muy usado debido a su generalidad y a la facilidad de introducir dominios de cálculo complejos (en dos o tres dimensiones). Además el método es fácilmente adaptable a problemas de transmisión de calor, de mecánica de fluidos para calcular campos de velocidades y presiones (mecánica de fluidos computacional, CFD) o de campo electromagnético. Dada la imposibilidad práctica de encontrar la solución analítica de estos problemas, con frecuencia en la práctica ingenieril los métodos numéricos y, en particular, los elementos finitos, se convierten en la única alternativa práctica de cálculo.

Debe tomarse en cuenta que el método de elemento finito es solo una aproximación, pues la solución dada por medio de este método es solo una solución aproximada, no es exacta.

Este método asume que toda la estructura o cuerpo es un medio continuo y está dividido en un conjunto de elementos por los cuales se conforma mejor conocidos como elementos finitos.

7.1 Ambiente mecánico.

Existe un ambiente mecánico al momento del lanzamiento, iniciando desde el primer instante en que los motores son encendidos, se empieza a experimentar una serie de eventos que podrían dañar los componentes del satélite.

En la fase de lanzamiento se utiliza un cohete que propulsara el satélite hasta donde se quiere llegar y colocar el cual consta de varias fases también, estas fases se separan del cohete cuando se agota el combustible de una de ellas, iniciando la nueva fase inmediatamente, por lo general consisten en una estructura y un tanque de combustible, esto se realiza de dos a tres veces dependiendo del tipo de vehículo lanzador , con la finalidad de mantener una eficiencia al deshacerse de masa innecesaria.

7.2 Realización del elemento finito a la estructura

El propósito de realizar este estudio es poder saber cómo serán las deformaciones de toda la estructura al ser sometidas a diferentes cargas y diferentes fuerzas ya que no se sabe en qué lugar de la estructura pudiera sufrir algún evento inesperado ya que este se encontrara en el espacio en una órbita.

Por lo cual es muy necesario tomar en cuenta cuantas posibilidades sean prudentes y necesarias para poder asegurar un diseño total mente funcional y seguro para cumplir su objetivo.

El análisis será realizado como un evento dinámico lineal debido a que este es uno de los tres tipos de análisis dinámico, vibraciones.

El software a utilizar es el mismo que se ha utilizado para la realización del diseño en 3D (Solidworks) en uno de sus complementos de simulación numérica corriéndolo con ciertos parámetros para obtener un resultado de la estructura, como se deforma que afectaciones puede tener, el diseño es eficiente e incluso si algunas partes pueden rediseñarse sin ocupar mucho material.

7.2.1 Vibración aleatoria.

En el caso de esta prueba los aspectos de vibración tienen un rango que va de 20 a 2000 Hz, que son los rangos que se podrían esperar durante las etapas del lanzamiento tomando en cuenta valores obtenidos de manuales de varios lanzadores, pero debido a que esto no es exacto en su totalidad se decidió tomar un factor de seguridad de 2 ya que también, aun no se sabe a qué órbita estará el satélite realizando las pruebas de vibración aleatoria a un rango de 20 a 5000 Hz aunque esto parezca un poco exagerado lo que se quiere lograr es un aseguramiento de los componentes internos y evitar una falla en la estructura, observando la deformación que ocurre en la estructura.

7.3 Resultados de la simulación elemento finito en vibraciones a la estructura.

El programa Solidworks utiliza una serie de ecuaciones para la resolución del elemento finito lo cual también nos puede ayudar a relacionar el nivel de exactitud que puede tener el elemento generado para este análisis, sin olvidar que este método es un aproximación, pero a su vez es una herramienta muy bien aprovechada pudiéndose manipular para obtener un resultado favorable y más exacto con respecto al resultado que se necesita.

Esta simulación se pretendió hacer directamente a todo el modelo, ya ensamblado pero también se realizó simulaciones para componentes que se consideran indispensables en el modelo, para poder observar el nivel de deformación que sufrirían, a cierta frecuencia toda la pieza completa así como algunos componentes ya ensamblados.

Estos resultados proporcionara mucha información y si es necesario rediseñar alguna parte de toda la estructura.

Se tomaron el ensamblaje externo para analizar por separado tomando en cuenta que esta es una de las estructuras las cuales mantiene protegido y estable los modelos de ingeniería contenidos en ella.



Figura 25.- Estructura externa y parte que sujeta la parte central ensambladas.

Tipo de análisis: Análisis dinámico lineal (Vibración aleatoria)

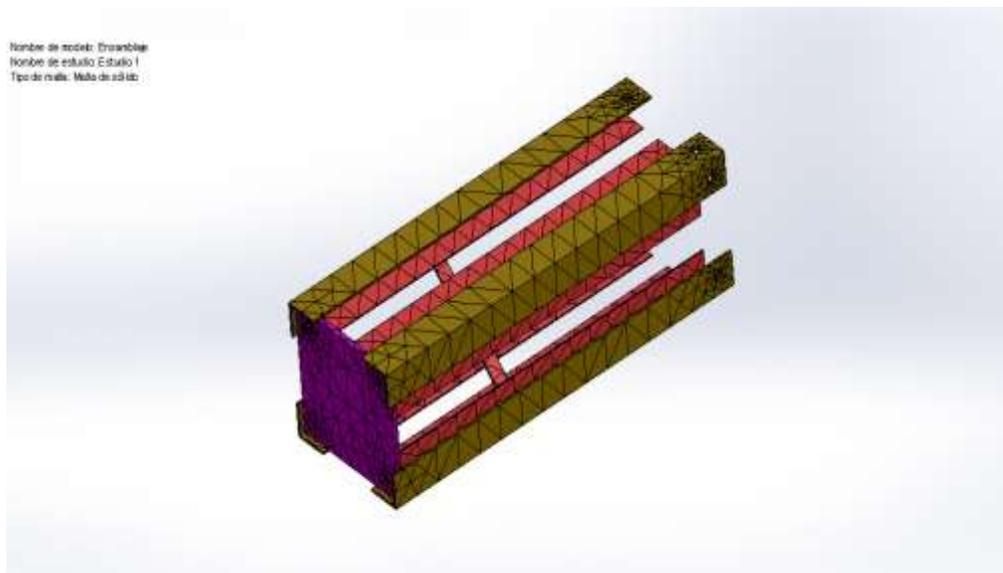


Figura 26.- Primera mallado con elementos muy grandes.

7.3.1 Resultados de la simulación a 5000 Hz como máximo.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Tensiones1	VON: Tensión de von Mises	9164.68 N/m ² Nodo: 6858	9.40204x10 ⁸ N/m ² Nodo: 12472

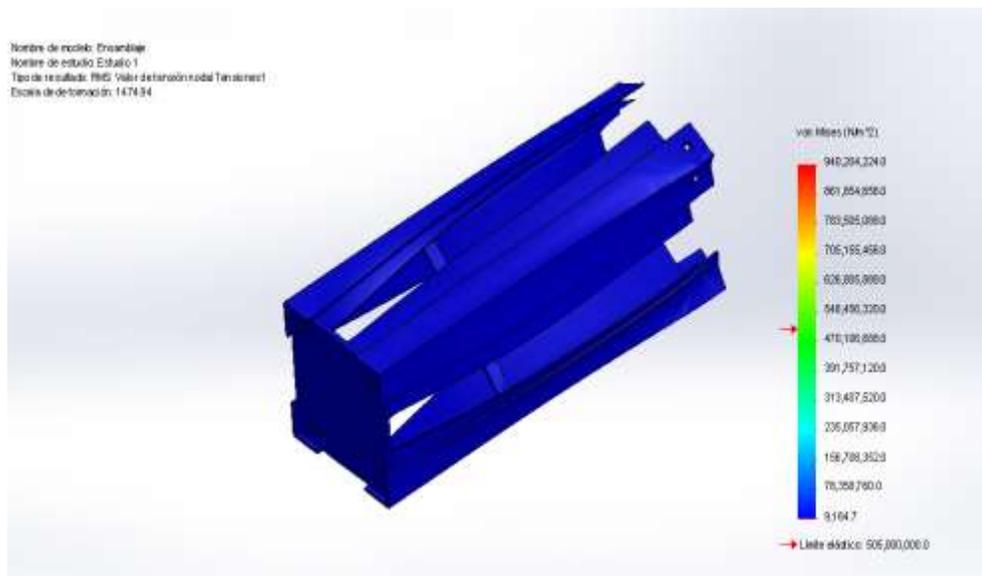


Figura 27.- Resultado de la tensión de Von Mises.

Se tomaron a 5000 Hz por ser la estructura exterior es la que mas sujeciones lleva en toda la estructura aso como la estructura más rígida por su forma geométrica.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Desplazamientos1	URES: Desplazamiento resultante	0 mm Nodo: 7323	0.0217016 mm Nodo: 5094

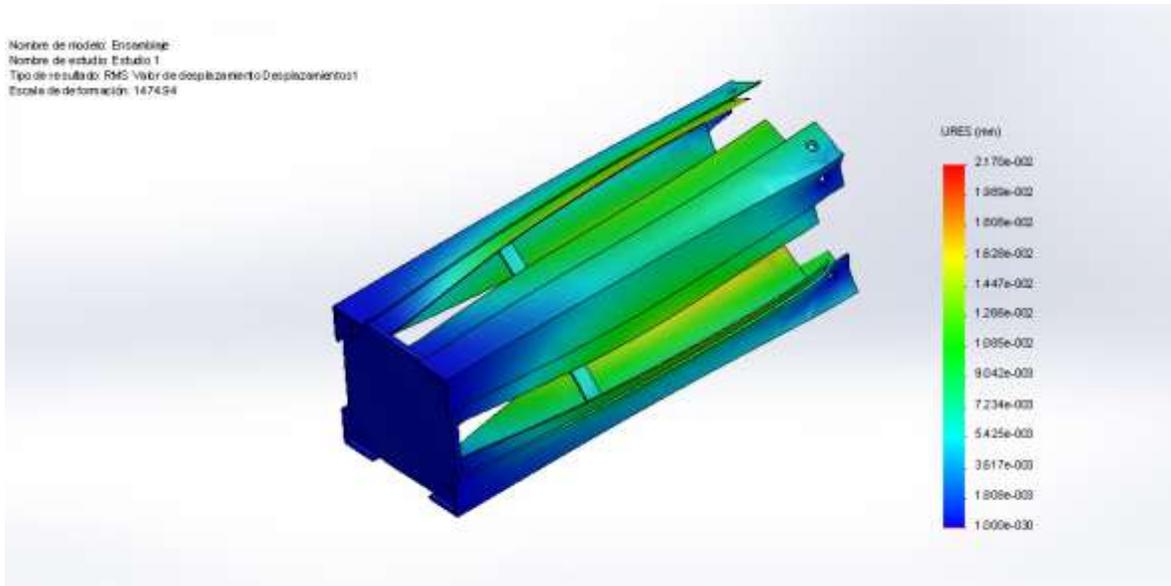


Figura 28.- Resultados de deformación de la simulación.

De acuerdo con los desplazamiento que nos muestra el estudio de simulación la de formación es muy pequeña para el aluminio seleccionado por lo cual es aceptable el diseño y no muestra una posible deformación que pudiera poner en riesgo toda la estructura exterior.

7.3.2 Análisis del ensamblaje central a 5000 Hz.

El análisis mostrado a continuación, fue realizado a la estructura interna totalmente ensamblada que es la encargada de portar todos los modelos de ingeniería dentro del diseño, es la parte más importante de todo este trabajo debido a que contiene de cierta forma toda la instrumentación necesaria que se quiere llevar a órbita, por lo que es una de las estructuras primordiales y por esa razón se realiza un análisis aparte.

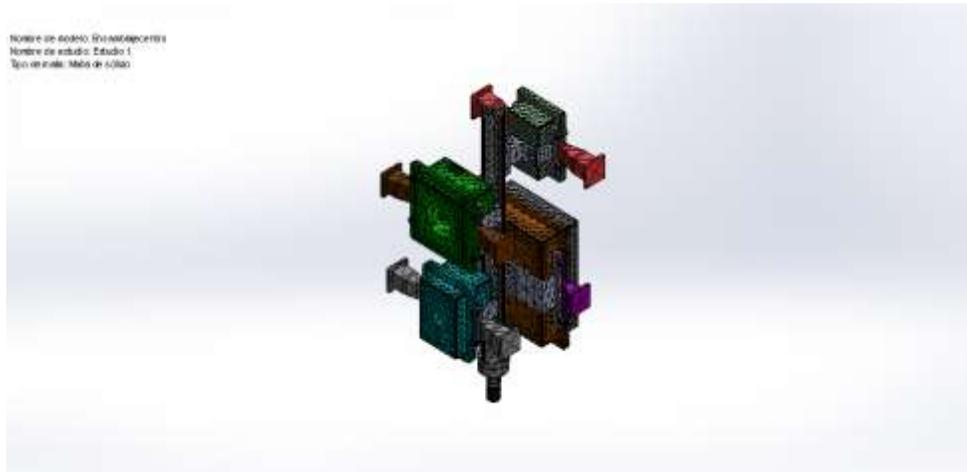


Figura 29.-Mallado del ensamble central.

7.3.3 Resultados del análisis a 5000 Hz como máximo del ensamblaje central.

Tipo de análisis: Análisis dinámico lineal (Vibración aleatoria)

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Tensiones1	VON: Tensión de von Mises	9331.45 N/m ² Nodo: 107967	2.62135x10 ¹⁰ N/m ² Nodo: 112950

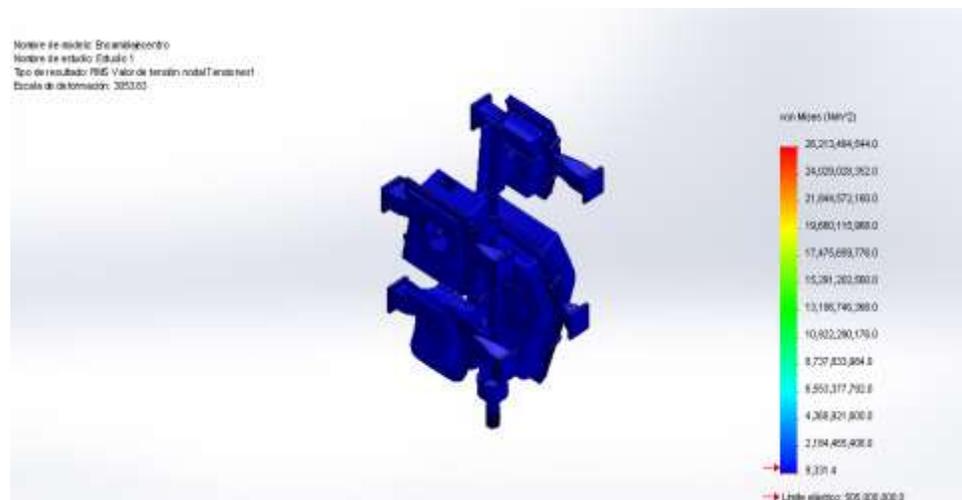


Figura 30.-Resultados de Tensión de Von Mises en ensamblaje central.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Desplazamientos1	URES: Desplazamiento resultante	0 mm Nodo: 13773	0.00658228 mm Nodo: 74315

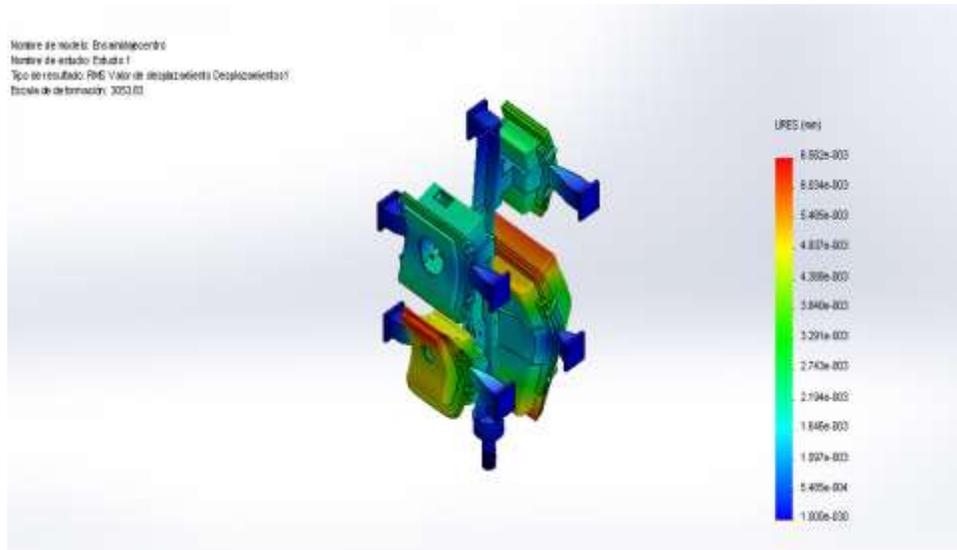


Figura 31.- Deformación del ensamblaje central.

Como se puede apreciar la deformación es muy pequeña, eso nos da una buena señal de que el diseño es óptimo para poder mantener protegido todos los componentes necesarios.

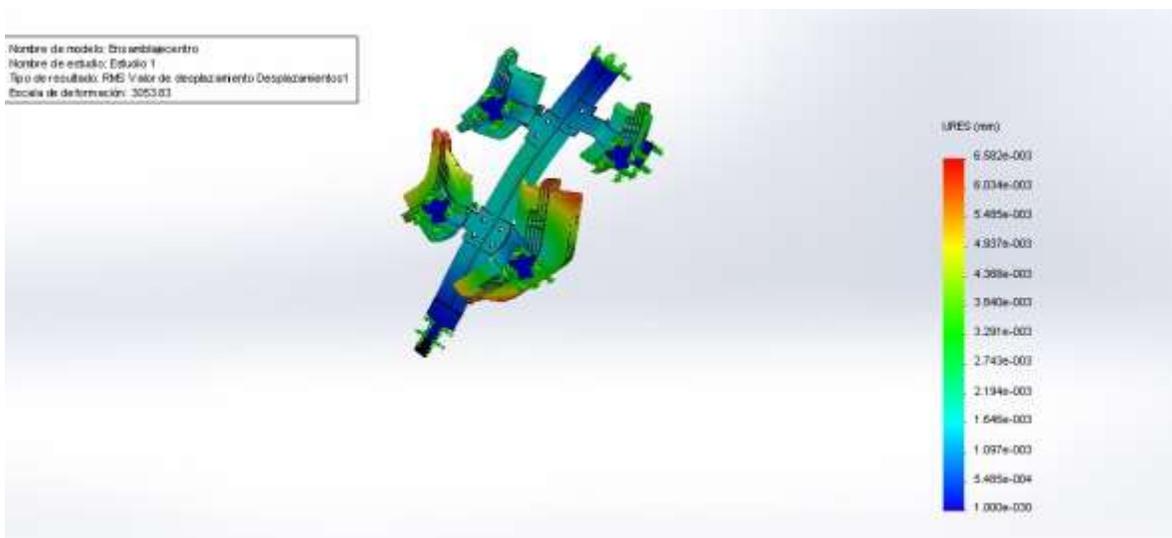


Figura 32. Vista lateral de deformación del ensamblaje central.

7.3.4 Análisis del ensamblaje de la fuente de alimentación a 5000 Hz.

En el análisis nos muestra el comportamiento que sufriría el material y el diseño de la estructura que contendrá las fuentes que suministrarán energía a todos los demás componentes, por esta razón es realizado a esta frecuencia el análisis de la estructura a una frecuencia mucho más alta que lo que se esperaría durante el lanzamiento, ya que contendrá partes primordiales para el funcionamiento.

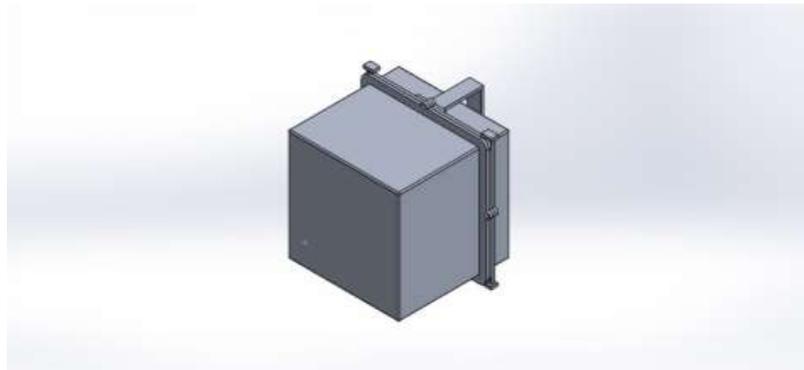


Figura 33.-Ensamblaje carcasa de fuentes de potencia.

Malla realizada para el análisis basado en elemento finito.

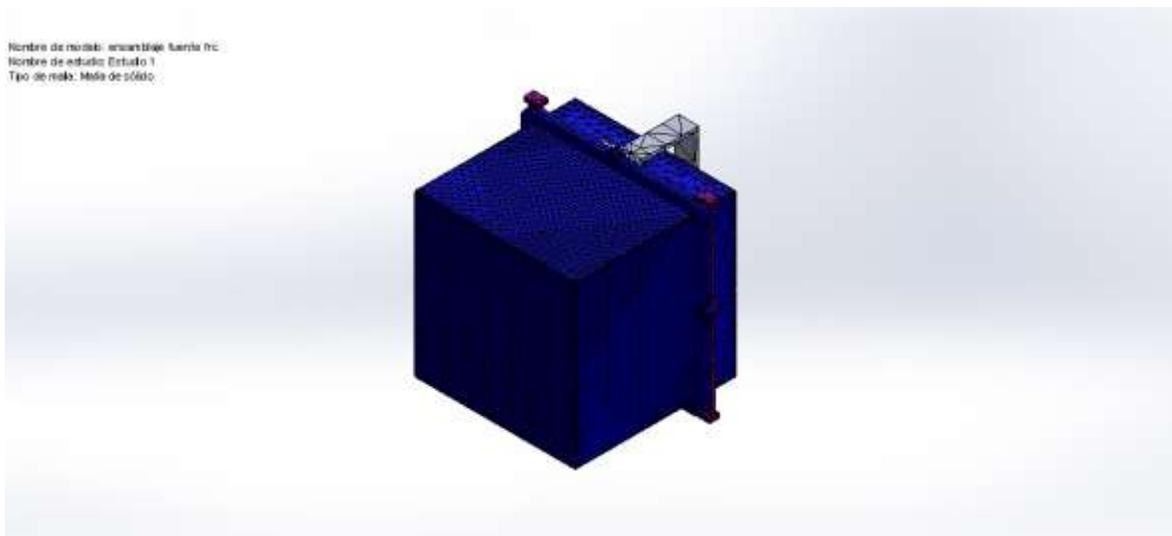


Figura 34.- Mallado para realizar el estudio.

Resultados del estudio a 5000 Hz como máximo.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Tensiones1	VON: Tensión de von Mises	24764.8 N/m ² Nodo: 68952	2.64783x10 ⁷ N/m ² Nodo: 73017

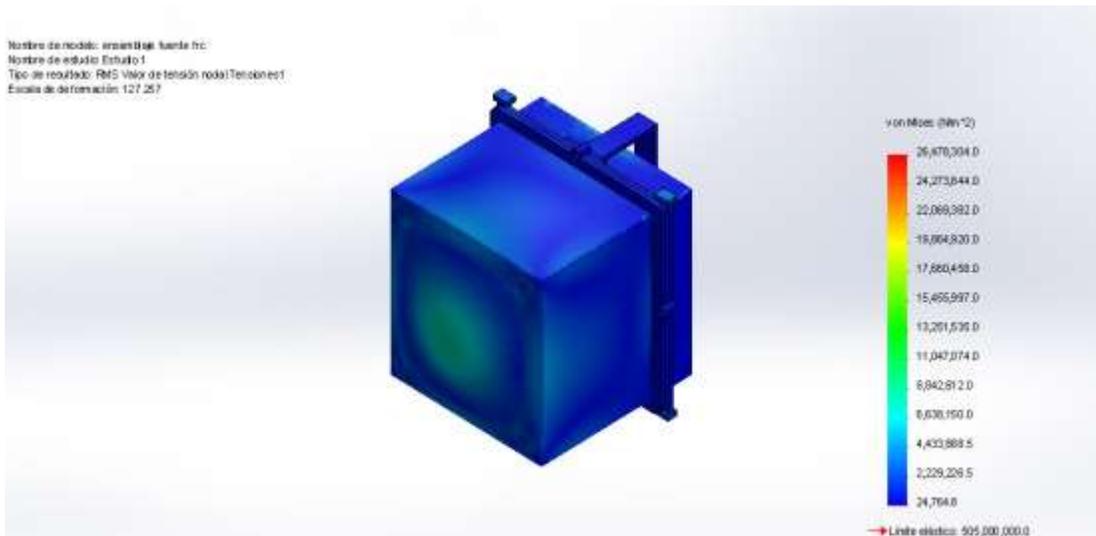


Figura 35.-Resultados de Tensión de Von Mises.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Desplazamientos1	URES: Desplazamiento resultante	0 mm Nodo: 4	0.0754381 mm Nodo: 49741

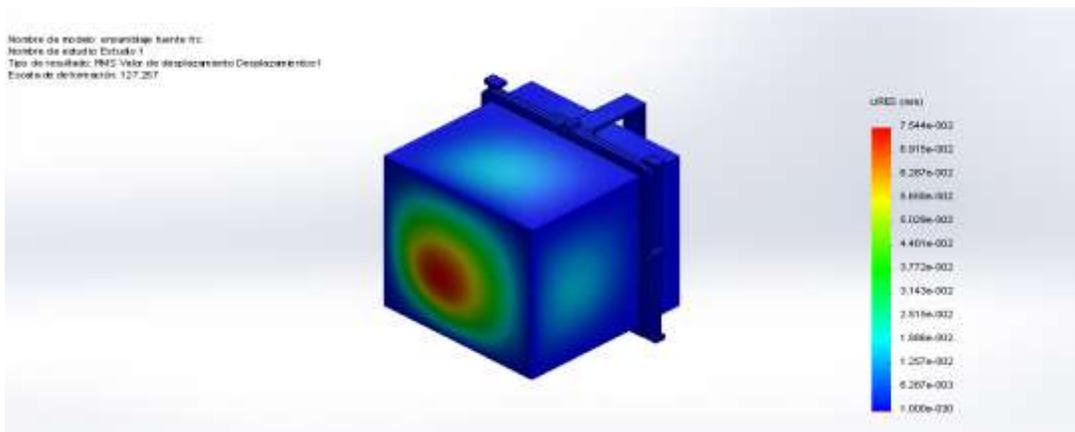


Figura 36.- Resultados de deformación.

Los resultados mostrados en este análisis son muy satisfactorio ya que la deformación que puede sufrir los componentes no es muy grande y es suficiente para asegurar un buen funcionamiento de todo el modulo y para su protección del mismo.

7.4 Análisis del ensamblaje final a 5000 Hz.

El análisis se realizara para todo el ensamblaje final, para poder observar la resistencia que tiene el diseño, así como la deformación que sufriría a una frecuencia dada.

Esta frecuencia es 5000 Hz, es muy alta y sobre pasa en exceso toda la frecuencia real en las etapas de lanzamiento pero nos asegura que el modulo esté en condiciones óptimas después de sufrir las vibraciones reales esperadas.

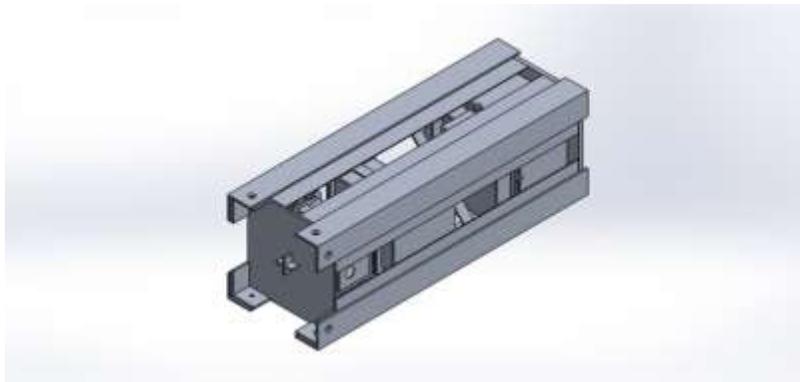


Figura 37.-Ensamblaje final.

Tipo de análisis: Análisis dinámico lineal (Vibración aleatoria)

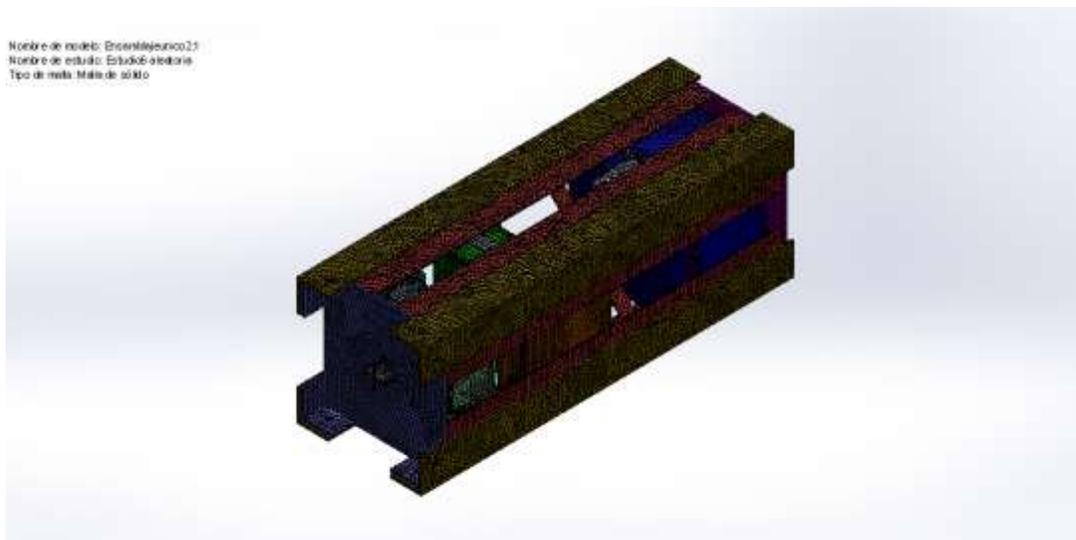


Figura 38.-Mallado más fino realizado para la simulación.

Resultados de los análisis a 5000 Hz como máximo.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Tensiones1	VON: Tensión de von Mises	1536.05 N/m ² Nodo: 518453	4.37768x10 ⁸ N/m ² Nodo: 176406

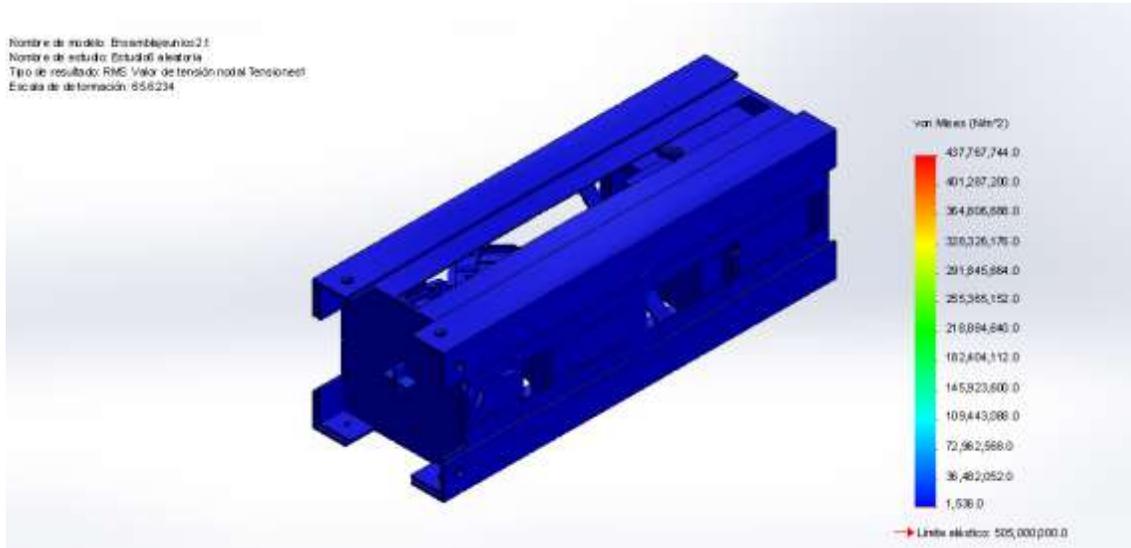


Figura 39.-Resultados de Tensión de Von Mises.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Desplazamientos1	URES: Desplazamiento resultante	0 mm Nodo: 98329	0.560172 mm Nodo: 90733

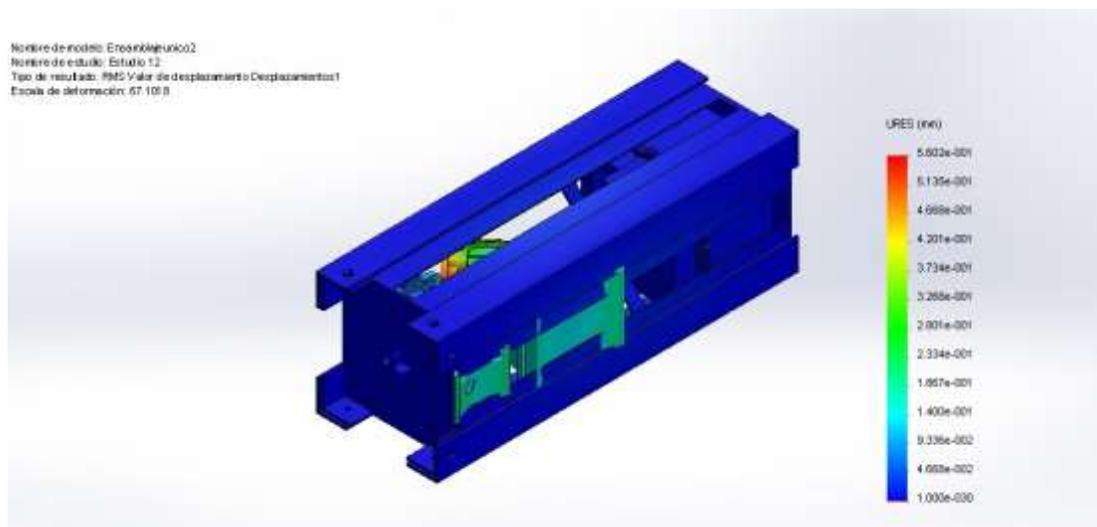


Figura 40.-Resultados de deformación.

Se muestra el estudio realizado con la primera malla propuesta la más grande de modo que se quiere comparar o hacer una comparación entre los dos estudios, mostrando así cómo influye en el resultado el tamaño de la malla seleccionada.

Malla con parámetros de tamaño máximo de elemento de 26.716mm y mínimo de 5.3432mm.

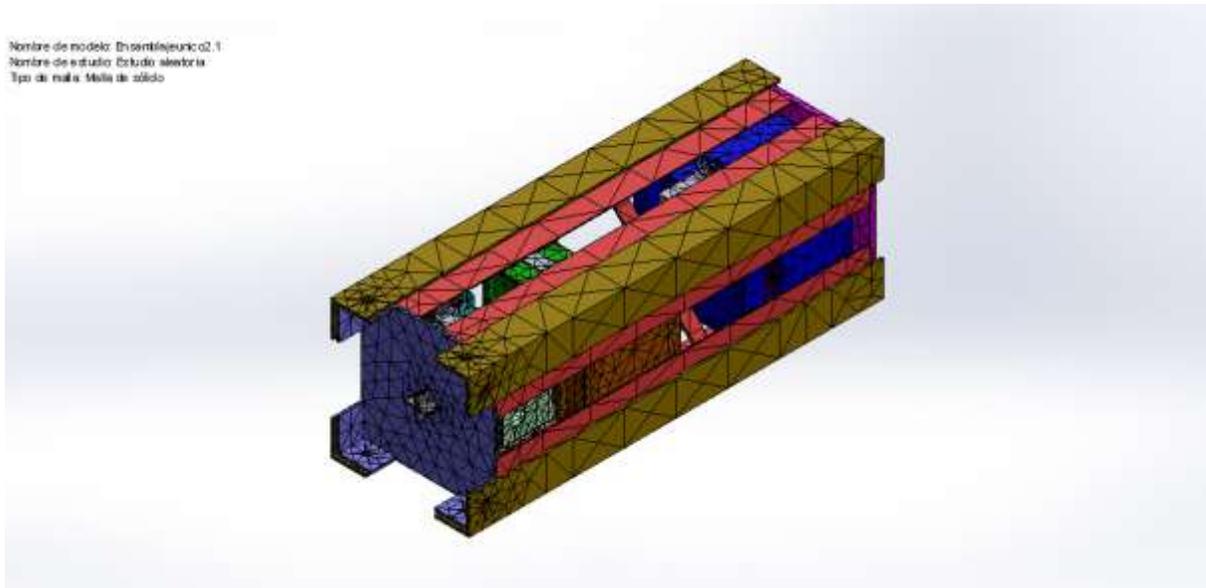


Figura 41-Mallado más grueso realizado para la simulación.

Resultados de los análisis a 5000 Hz como máximo.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Tensiones1	VON: Tensión de von Mises	153.868 N/m ² Nodo: 29277	4.4739x10 ⁸ N/m ² Nodo: 29422

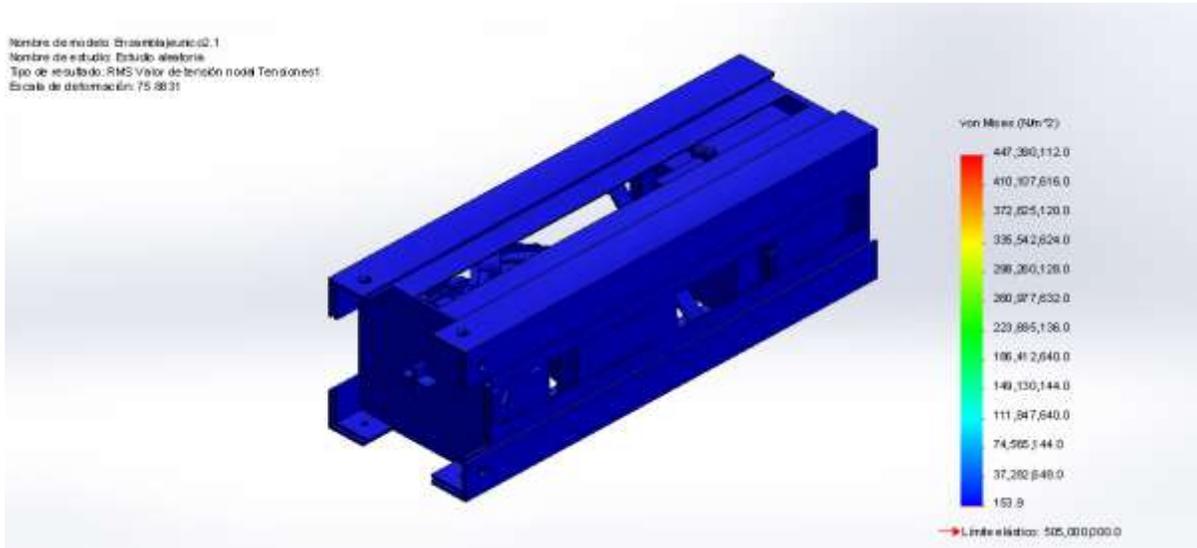


Figura 42.-Resultados de Tensión de Von Mises.

Nombre	Tipo	Mín.	Máx.
Desplazamientos1	URES: Desplazamiento resultante	0 mm Nodo: 25645	0.493848 mm Nodo: 23540

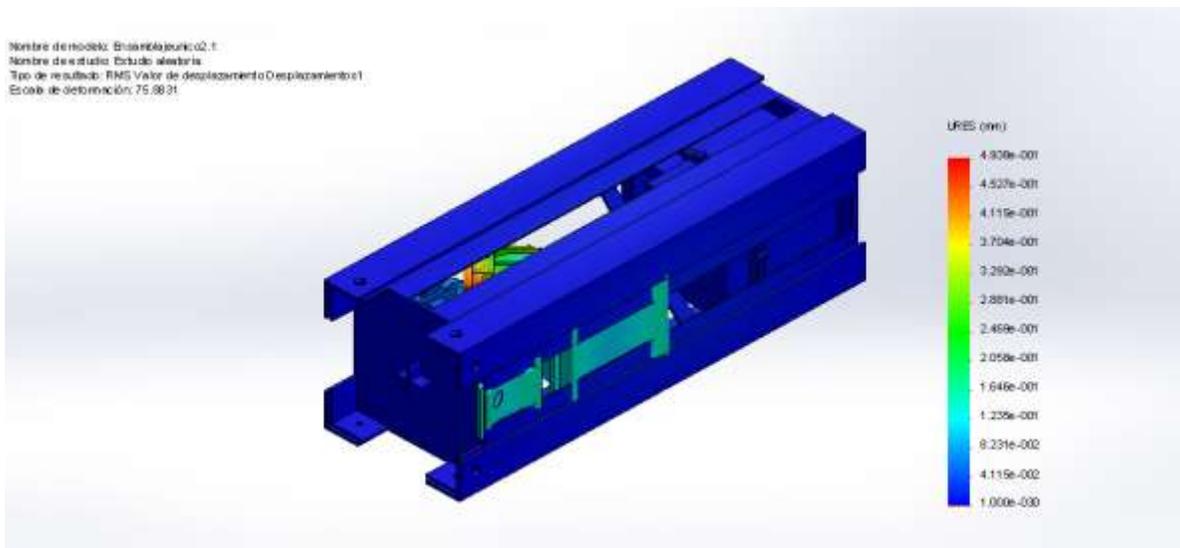


Figura 43.-Resultados de deformación.

Los resultados para la simulación de todo el ensamblaje resultaron muy buenos ya que la deformación resulto ser muy poca, indicándonos esto una buena respuesta del material seleccionado y un diseño óptimo para mantener a salvo todos los componentes internos del módulo.

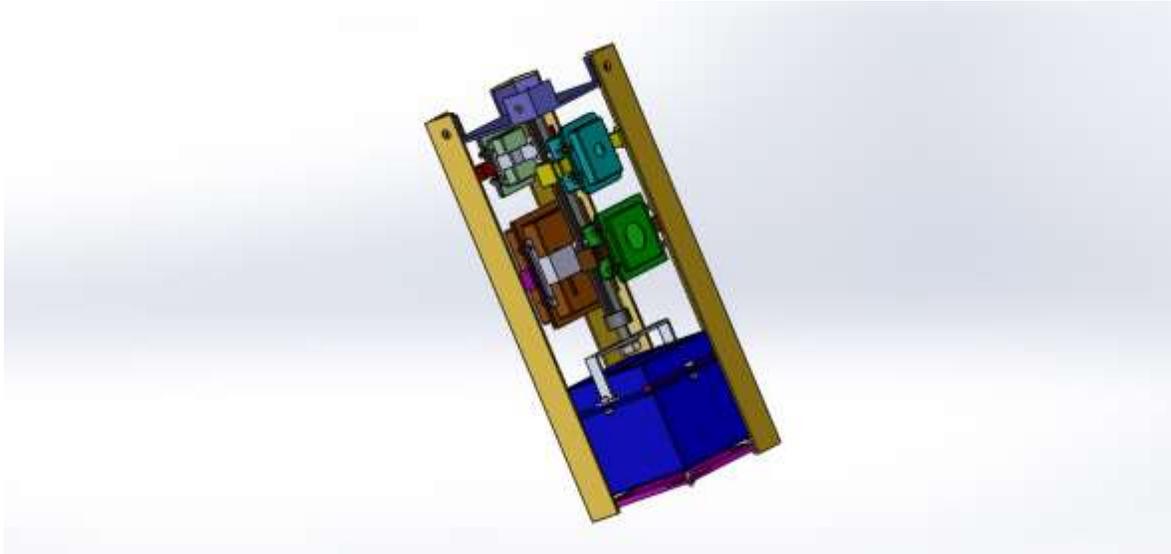


Figura 44.- Vista interna del ensamblaje.

7.5 Procedimiento de solución para análisis de vibración.

Este proceso es el método que usa el programa Solidworks para poder realizar el estudio mediante elemento finito es importante denotar el tipo de ecuaciones y la forma en la que el programa las toma para su resolución.

El continuo es dividido en un número finito de partes, elementos, cuyo comportamiento se especifica mediante un número finito de parámetros asociados a ciertos puntos característicos denominados nodos. Estos nodos son los puntos de unión de cada elemento con sus adyacentes. Es decir discretizar el conjunto y resolver cada uno de los elementos de las ecuaciones del sistema para después ensamblar la solución total.

Se entiende por discretizar el proceso de modelación de un cuerpo que consiste en la división equivalente del mismo, en un sistema conformado por cuerpos más pequeños, a los cuales se les denomina elementos finitos. En el análisis de elementos finitos no se intenta resolver el problema como si fuese una sola pieza, sino por el contrario siempre se subdivide

el elemento en un número finito de elementos que a su vez arrojan resultados individuales que como conclusión se fusionan para generar una sola solución.

El comportamiento mecánico de cada parte o elemento, en los que se subdivide el elemento analizado, queda definido por un número finito de parámetros llamados grados de libertad, asociados a los puntos que en dicho momento se unen al resto de los elementos de su entorno conocidos como nodos. Para definir el comportamiento de cada elemento dentro del mismo, todo queda perfectamente definido a partir de lo que sucede en los nodos a través de una adecuada función de interpolación. El MEF se basa, por lo tanto, en la transformación de un cuerpo de naturaleza continua en un modelo discreto aproximado, esta transformación se denomina discretización del modelo como se había mencionado vagamente anterior mente.

La solución que se da del sistema completo sigue las reglas de los problemas discretos, el sistema completo está formado por el ensamblaje de todos los elementos.

El sistema de ecuaciones de movimiento para un sistema n grados de libertad, excitado por una fuerza dependiente del tiempo es el siguiente:

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [C]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{f(t)\} \quad (1)$$

$[M]$ = n x n matriz de inercia simétrica (o inercia).

$[C]$ = n x n matriz de amortiguamiento simétrico.

$[K]$ = n x n matriz de rigidez simétrica.

$\{f(t)\}$ = vector de fuerza de n dimensiones.

$\{u\}$, $\{\dot{u}\}$, $\{\ddot{u}\}$ son los vectores de n dimensiones de desplazamiento, velocidad y aceleración.

Mediante la utilización de una transformación de coordenadas, el conjunto de n ecuaciones simultáneas se reduce a n ecuaciones independientes (cada ecuación se soluciona por separado):

$$x_r(t) + 2\zeta_r\omega_r\dot{x}_r(t) + \omega_r^2x_r(t) = m_r(t) \quad \forall r = 1, 2, \dots, n \quad (2)$$

Donde $x_r(t)$ son las coordenadas modales relacionadas con las nodales $u_r(t)$ mediante:

$$\{u(t)\} = [\Phi] \{x(t)\} \quad (3)$$

El vector de las cargas modales $\{m(t)\}$ viene dado por:

$$\{m(t)\} = [\Phi]^T \{f(t)\} \quad (4)$$

Si suponemos que las excitaciones se expresan por sus funciones de densidad espectral de potencia (psd), la solución puede formularse en el dominio de frecuencia. Si la matriz psd de excitación es $[S_f(\omega)]$, la matriz psd de fuerza modal se define como:

$$S_m(\omega) = [\Phi]^T [S_f(\omega)] [\Phi] \quad (5)$$

La psd de la respuesta de desplazamiento modal $[S_x(\omega)]$ se obtiene a partir de:

$$[S_x(\omega)] = [H(\omega)] [S_m(\omega)] [H^*(\omega)] \quad (6)$$

Donde $[H(\omega)]$ es la matriz de función de transferencia modal y $[H^*(\omega)]$ es su conjugación compleja. Para modos normales, la matriz de función de transferencia es diagonal con elementos diagonales $H_r(\omega)$

$$H_r(\omega) = \frac{1}{-\omega^2 + \omega_r^2 + i2\zeta_r \omega_r \omega} \quad (7)$$

$$H_r^*(\omega) = \frac{1}{-\omega^2 + \omega_r^2 - i2\zeta_r \omega_r \omega} \quad (8)$$

La psd de la respuesta de desplazamiento $[S_u(\omega)]$ se deriva, por tanto, de (3).

$$[S_u(\omega)] = [\Phi][S_x(\omega)][\Phi]^T \quad (9)$$

La psd de las respuestas de velocidad y aceleración se expresa como:

$$[S_{\dot{u}}(\omega)] = [\Phi][S_{\dot{x}}(\omega)][\Phi]^T \quad (10)$$

$$[S_{\ddot{u}}(\omega)] = [\Phi][S_{\ddot{x}}(\omega)][\Phi]^T \quad (11)$$

a velocidad modal y psd de la aceleración están relacionadas con la psd del desplazamiento modal a través de:

$$S_{\dot{x}}(\omega) = \omega^2 S_x(\omega) \quad (12)$$

$$S_{\ddot{x}}(\omega) = \omega^2 S_{\dot{x}}(\omega) = \omega^4 S_x(\omega) \quad (13)$$

(10) y (11) pueden volver a formularse como:

$$S_{\dot{u}}(\omega) = \omega^2 S_u(\omega) \quad (14)$$

$$S_{\ddot{u}}(\omega) = \omega^4 S_u(\omega) \quad (15)$$

Las respuestas de auto correlación modal de retraso nulo ($t=0$) en términos de psd de respuesta modal se calculan a partir de sus integrales:

$$[R_x(0)] = \int_0^{\infty} [S_x(\omega)] d\omega \quad (16)$$

$$[R_{\dot{x}}(0)] = \int_0^{\infty} \omega^2 [S_x(\omega)] d\omega \quad (17)$$

$$[R_{\ddot{x}}(0)] = \int_0^{\infty} \omega^4 [S_x(\omega)] d\omega \quad (18)$$

A partir de las ecuaciones anteriores, las respuestas de media cuadrática se determinan a partir de los términos diagonales de las matrices:

$$[R_{u_i}] = [\Phi][R_x(0)][\Phi]^T \quad (19)$$

$$[R_{\dot{u}_i}] = [\Phi][R_{\dot{x}}(0)][\Phi]^T \quad (20)$$

$$[R_{\ddot{u}_i}] = [\Phi][R_{\ddot{x}}(0)][\Phi]^T \quad (21)$$

Densidad espectral de potencia (psd)

La densidad espectral de potencia se define como la transformación de Fourier de la función de auto correlación de un proceso aleatorio.

$$S_x(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_x(\tau) e^{-i\omega\tau} d\tau \quad (22)$$

La densidad espectral de potencia describe cómo la energía del proceso aleatorio se distribuye en el dominio de frecuencia.

La precisión del estudio de este análisis de vibración aleatoria depende del tipo de ecuaciones que soluciona el programa, así como la presentación fiel del entorno dinámico, como cargas y restricciones.

El número de modos modales incluidos en la solución, la frecuencia más alta que se utiliza en el análisis debe ser mayor que la frecuencia más alta de las cargas.

Otra manera de verificar la precisión del estudio es evaluando la convergencia aumentando el número de nodos y comparando los resultados de varios estudios observando cómo los resultados van resolviéndose cada vez con más exactitud y convergiendo, sin olvidar que este método es una aproximación aunque sea refinado al máximo, este sigue teniendo cierto porcentaje de error.

7.6 Análisis de convergencia.

Se muestran las gráficas obtenidas, después de realizar las simulaciones de vibración aleatoria, para poder observar la convergencia de los puntos de desplazamiento de la estructura para realizar un análisis de este tipo se necesitan mínimo 3 eventos.

Esto va relacionado al tamaño de la malla, refinándola y haciendo más exacta la aproximación de los cálculos, mostrando de esta forma los resultados de cada nodo de mayor de desplazamiento en función de él tamaño de la malla que se le aplico al estudio en curso, permitiendo mostrar la convergencia de los resultados de forma gráfica.

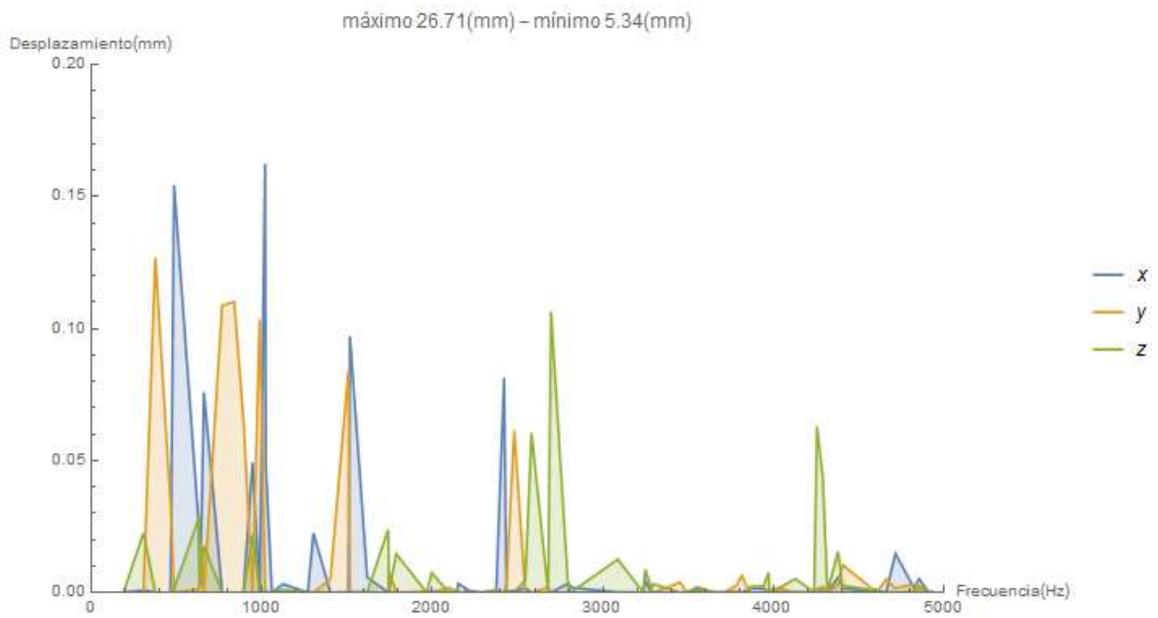
Por medio de la convergencia de un método numérico, en este caso el elemento finito que se está usando para resolver la simulación de vibraciones, se tiene la garantía de que al realizar un buen número de repeticiones (iteraciones) las aproximaciones obtenidas terminan por acercarse cada vez más al valor buscado en este caso el máximo desplazamiento. Esto sucede al refinar la malla (elementos más pequeños) con la que se realiza el estudio y los cálculos, la solución tiende a una más exacta. Esto no permite conocer el error, solo garantiza la tendencia hacia una solución mejor.

Para asegurar matemáticamente, que la solución aproximada de los corrimientos converge hacia la solución correcta cuando afinamos la malla de la discretización, disminuyendo el tamaño de los elementos finitos, se debe cumplir las siguientes condiciones.

- a) Los elementos deben hacerse lo suficiente pequeños para que cualquier punto del dominio de la estructura estudiada este siempre dentro de un elemento.
- b) Cualquier malla de discretización debe estar contenida en las mallas que se construyan más afinadas.
- c) Las funciones de interpolación o de forma deben continuar siendo las mismas; esto es, deben continuar teniendo la misma forma dentro del proceso de afinamiento de la malla.

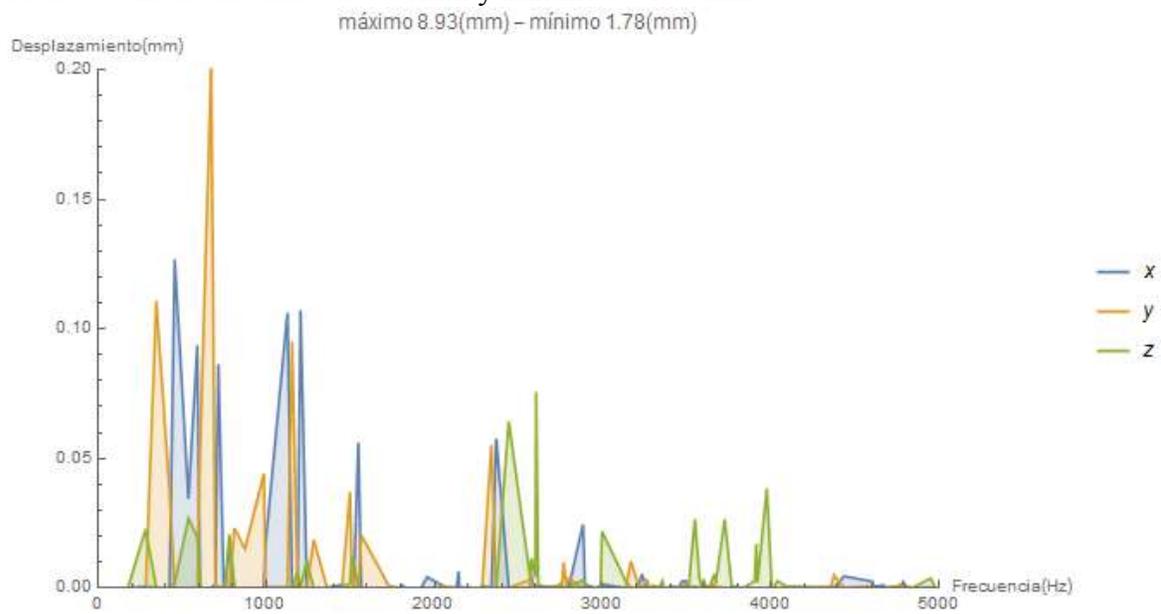
Se tomó todo el ensamblaje del módulo para realizar los estudios de convergencia ya que anterior mente se realizaron por módulos separados los estudios.

Malla a tamaño máximo de 26.716mm y mínimo de 5.3432mm.



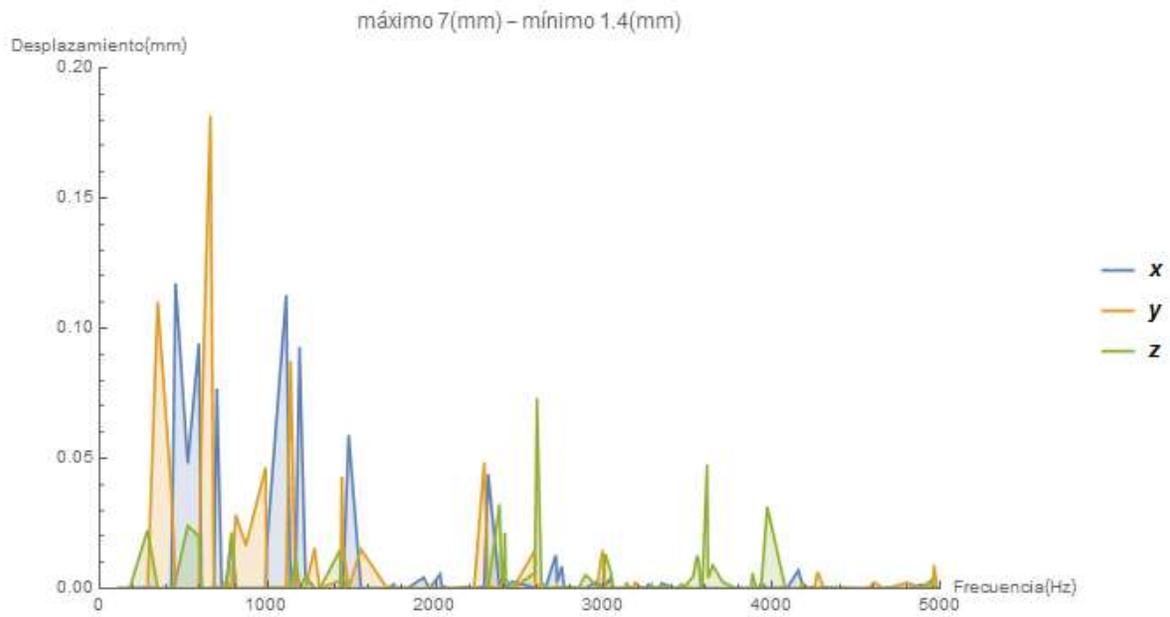
Gráfica 1.

Malla a tamaño máximo de 8.93mm y mínimo de 1.78mm.



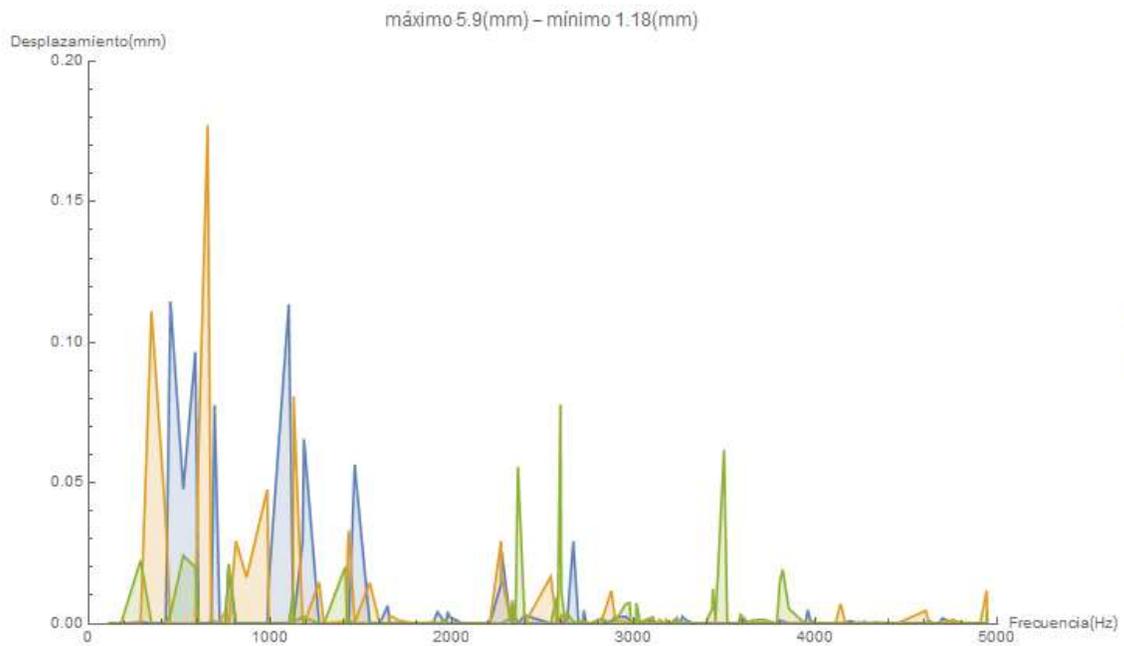
Gráfica 2.

Malla a tamaño máximo de 7mm y mínimo de 1.4 mm.



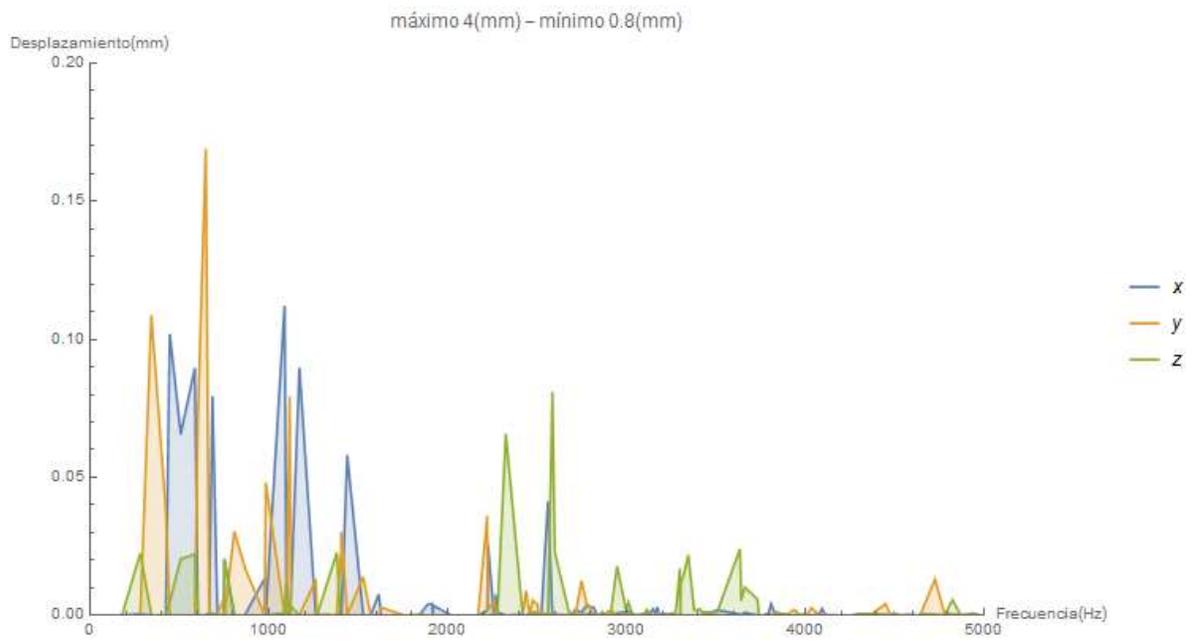
Gráfica 3.

Malla a tamaño máximo de 5.9 mm y mínimo de 1.18mm.



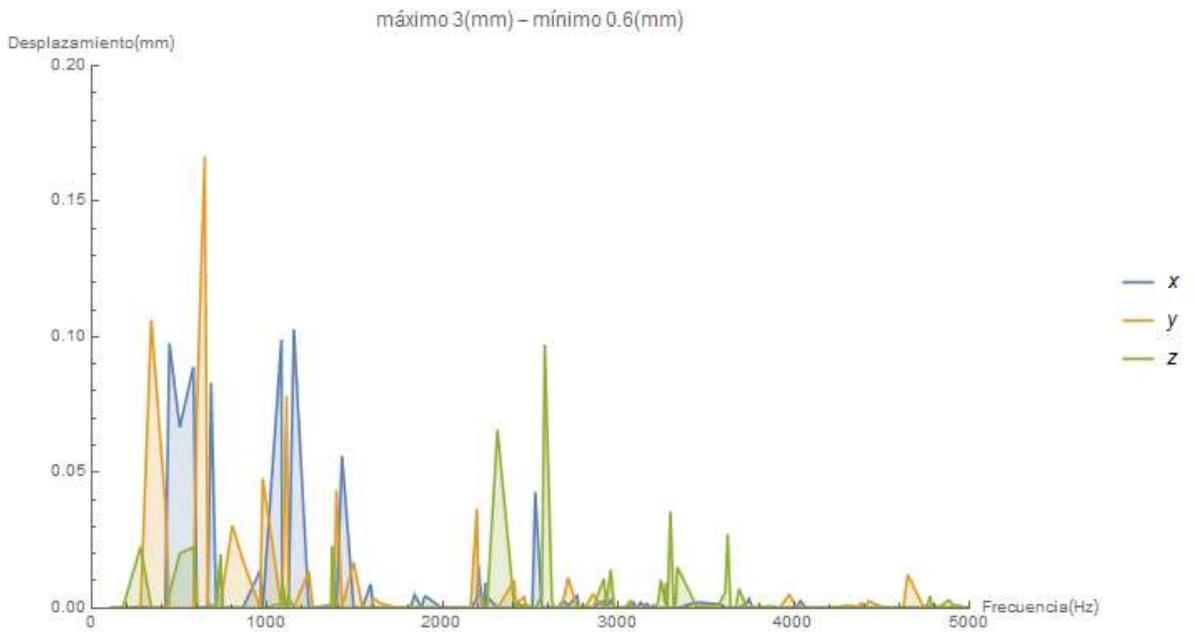
Gráfica 4.

Malla a tamaño máximo de 4 mm y mínimo de 0.8mm.



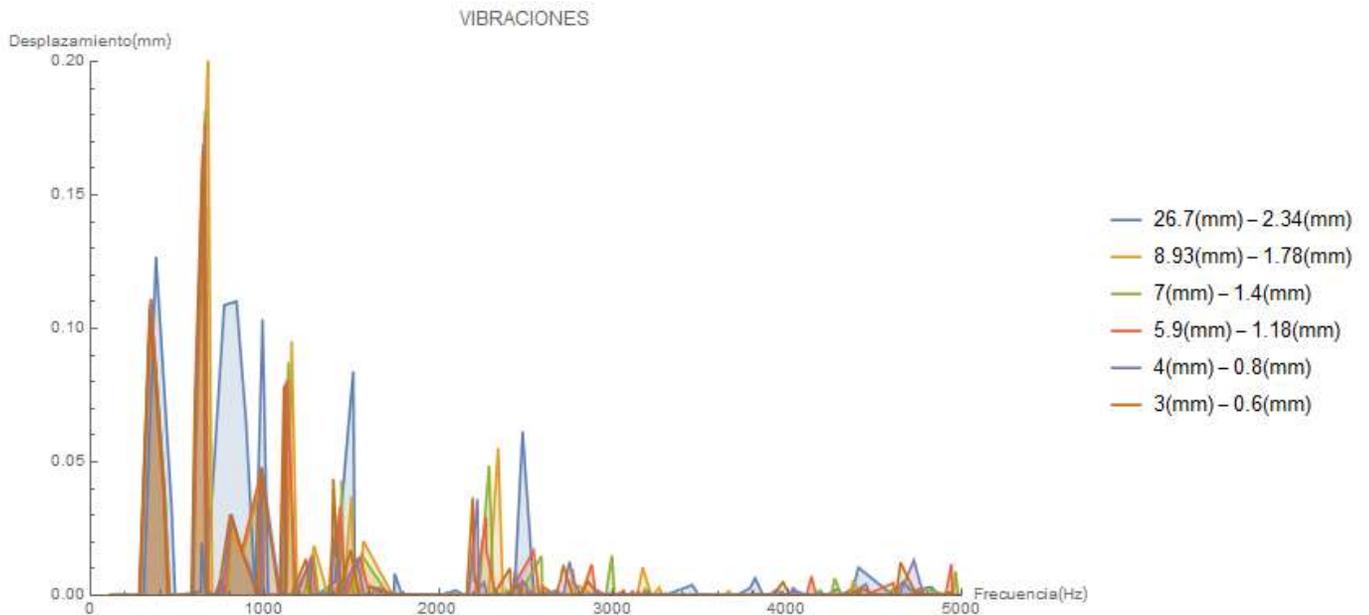
Gráfica 5.

Malla a tamaño máximo de 3mm y mínimo de 0.6mm.



Gráfica 6.

En la siguiente gráfica se tomó los desplazamientos de masa más altos en los estudios realizados, realizando una comparación con estos (vibración aleatoria).



Gráfica 7.

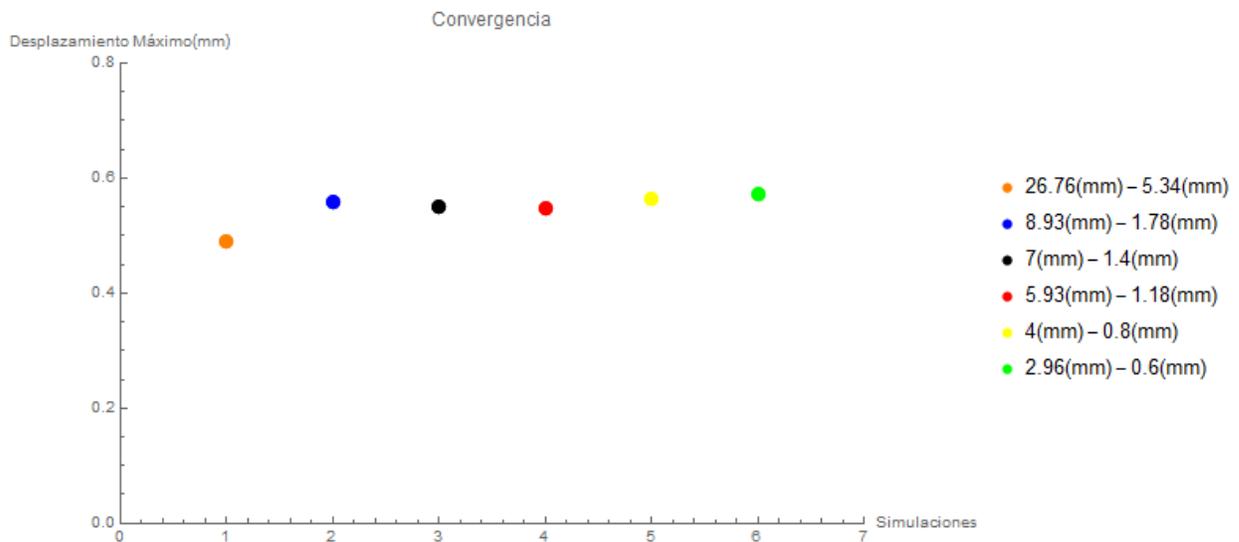
Este gráfico nos muestra los desplazamientos que sufren mayor movimiento de masa, estos ocurren en la dirección Y, tomando un sistema cartesiano tridimensional, debido a la forma de acomodo de la estructura y los módulos que contendrán todos los sistemas, así como los soportes que tienen encada lado para evitar el desplazamiento y choque en esa dirección debido a las vibraciones.

Por estos factores el desplazamiento es mucho más notorio en el eje Y debido a una concentración mayor de masa en esa dirección provocando lo que ya es evidente como lo es el desplazamiento más grande o de masa en esa dirección.

7.6.1 Convergencia del estudio de Vibración aleatoria.

La gráfica siguiente, nos muestra cómo fueron convergiendo a un resultado similar los estudios realizados variando el tamaño de los elementos de las mallas (refinando las mallas) obteniendo un resultado muy similar al anterior dejando así al criterio del diseñador cuando

de tener o cuantas simulaciones más realizar. Para obtener el resultado deseado basado en un criterio o incluso en una norma.



Gráfica 8. Muestra de la convergencia del estudio de vibración aleatoria.

Estudio	Tamaño de malla	Desplazamiento máximo [mm]
1	26.71[mm]-5.34[mm]	0.49
2	8.93[mm]-1.78[mm]	0.556
3	7[mm]-1.4[mm]	0.5498
4	5.9[mm]-1.18[mm]	0.549
5	4[mm]-0.8[mm]	0.5642
6	2.96[mm]-0.6[mm]	0.5722

7.6.2 Análisis de las vibraciones con respecto al tiempo.

Una vez que se sometió la estructura a vibraciones aleatorias se someterá a un análisis a una frecuencia de 5000 Hz pero con la diferencia que se tomaron 480 seg. que es el tiempo promedio dentro de los lanzadores para llevar a la órbita la carga realizando un análisis por elemento finito con base en la duración, en tiempo, de las vibraciones al momento del lanzamiento y en las etapas que pueda tener el lanzador.

Obteniendo de este análisis una serie de frecuencias de vibraciones a las cuales los nodos de la estructura después de ser mallada sufren un desplazamiento o deformación.

El tipo de malla que se utilizo es una malla tetraédrica basada en la curvatura de la estructura y por mejores beneficios que se obtienen con este tipo de malla.

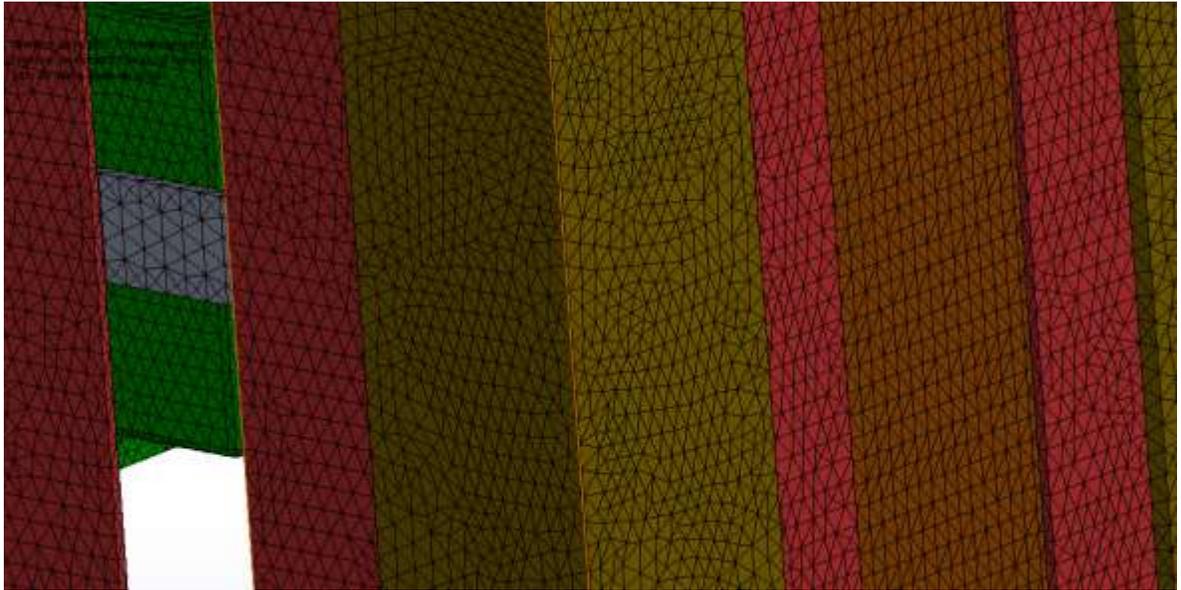
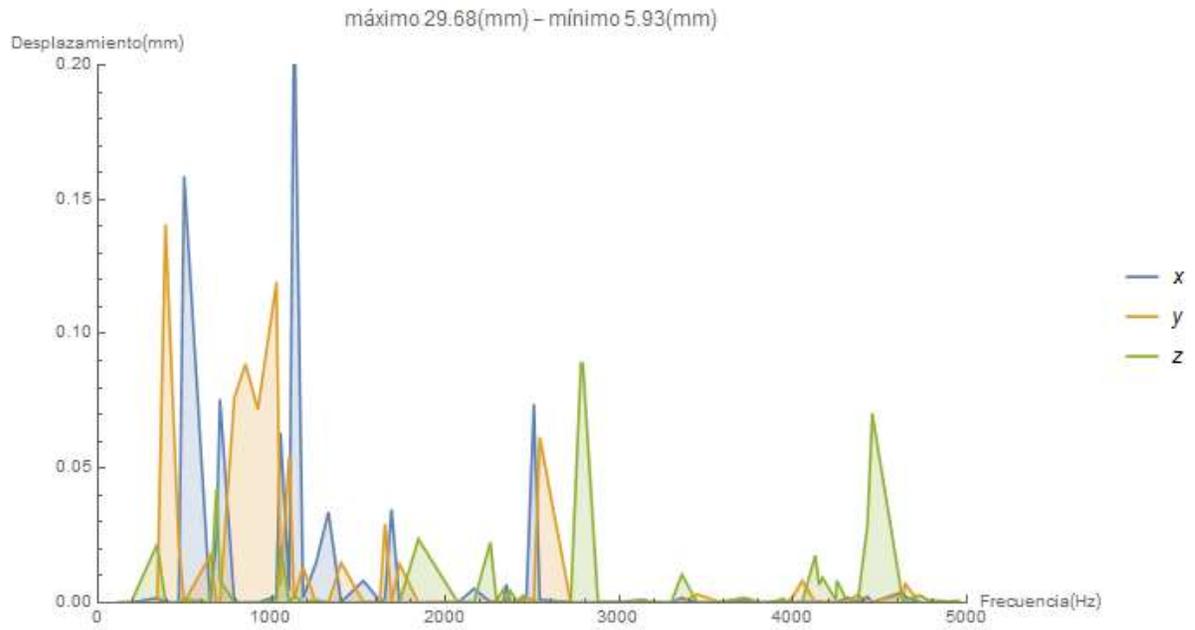


Figura 45. Vista de la malla usada para los estudios (malla basada en curvatura).

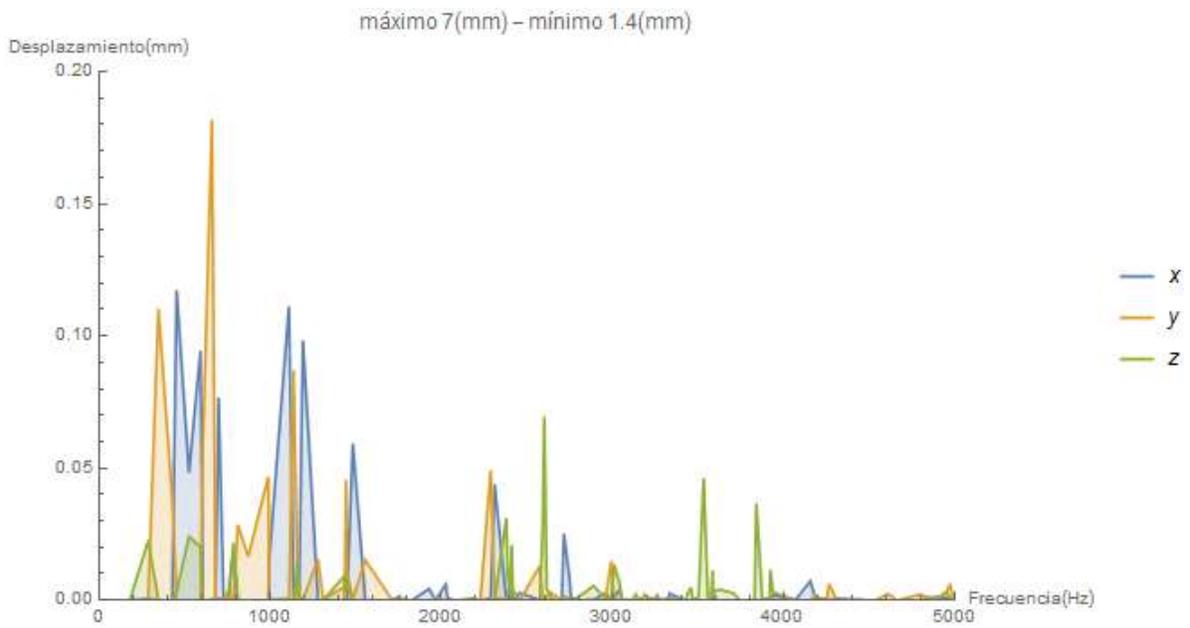
Se muestran las gráficas de los desplazamientos de la masa de la estructura en las tres direcciones, de los estudios de vibración durante los 480 seg. que dura las tres etapas del lanzamiento.

Malla a tamaño máximo de 29.68mm y mínimo de 5.93mm.



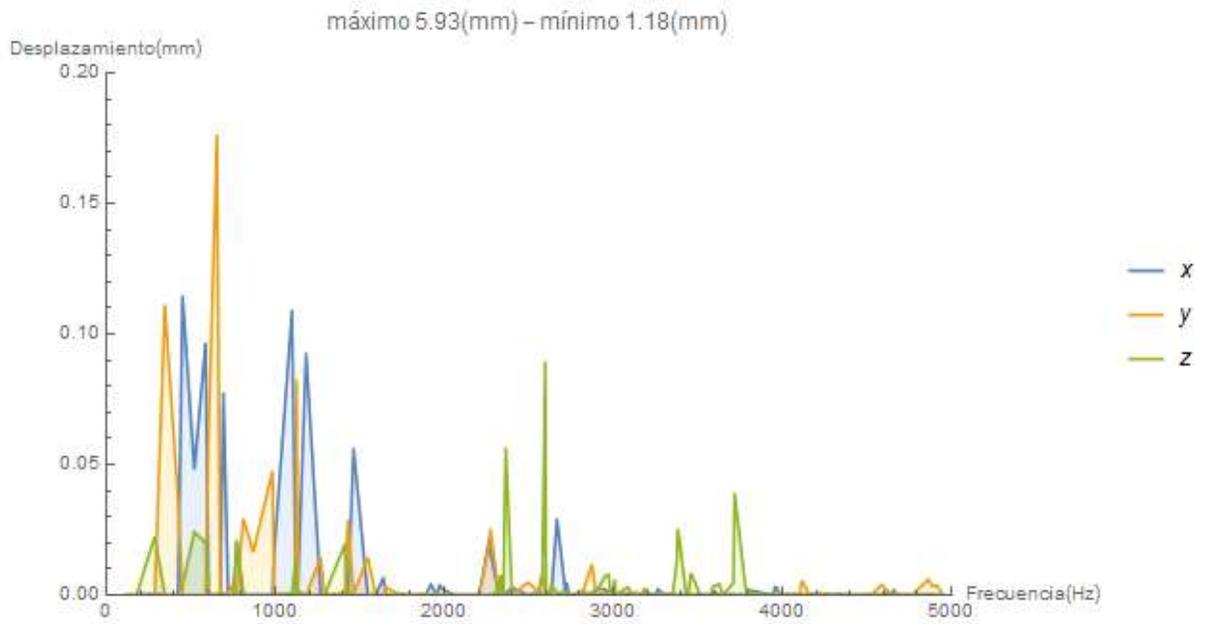
Gráfica 9.

Malla máximo de 7mm y mínimo de 1.4mm.



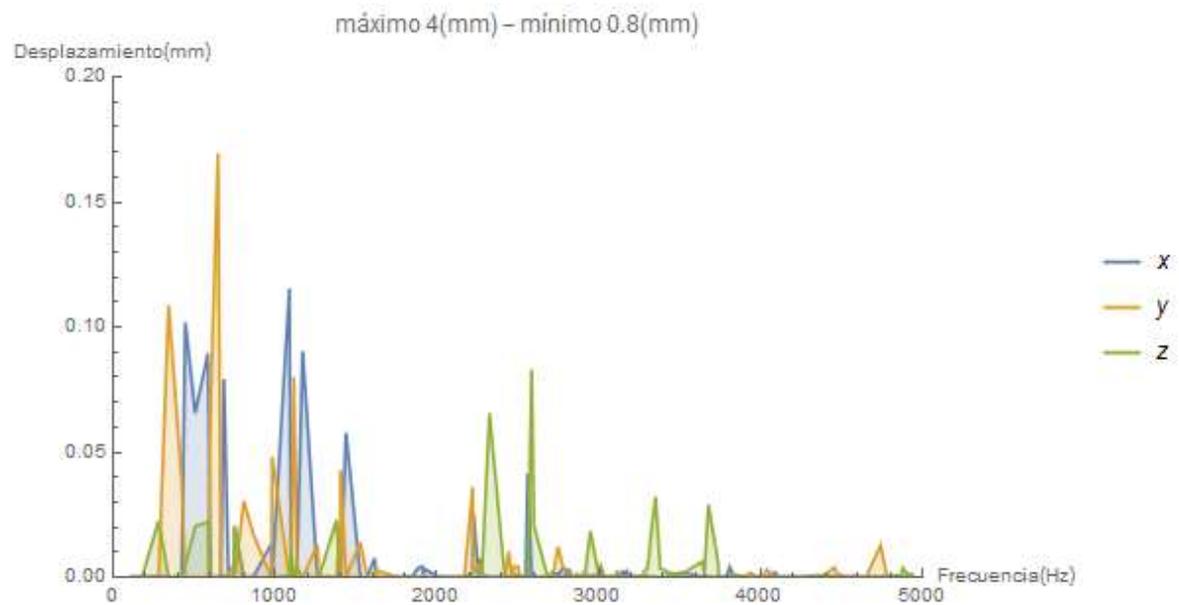
Gráfica 10.

Malla máximo de 5.93mm y mínimo de 1.18mm.



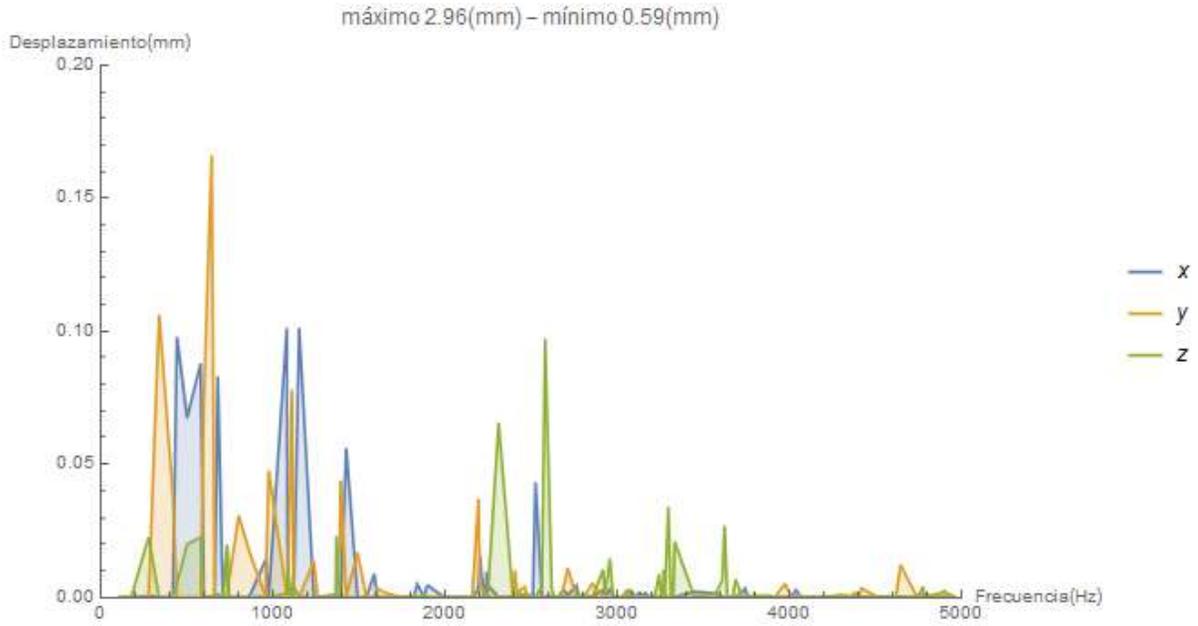
Gráfica 11.

Malla máximo de 4mm y mínimo de 0.8mm.



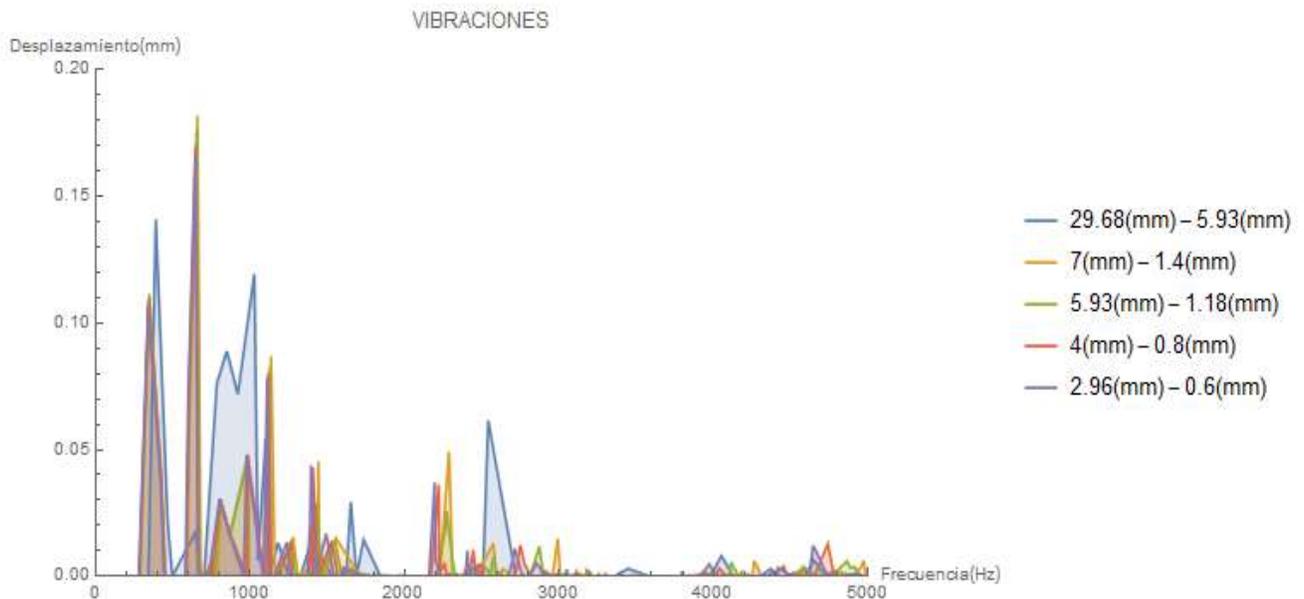
Gráfica 12.

Malla máxima de 2.96 mm y mínima de 0.59 mm.



Gráfica 13.

De la misma forma que se mostró con los estudios de vibración aleatoria se tomaron los desplazamientos más notorios para mostrar que sucede con ellos y su convergencia en base a cómo cambia el tamaño de la malla.

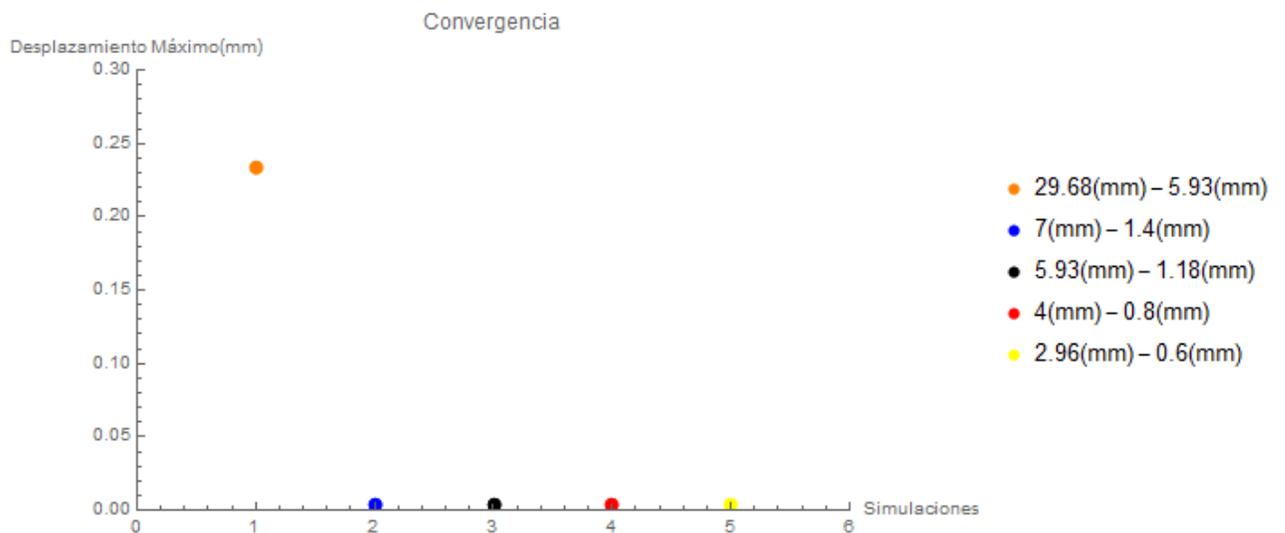


Gráfica 14.

Se puede observar una similitud en los desplazamientos de masa estos ocurren todos en dirección del eje Y de la misma manera y por la misma razón que fue mencionada en la gráfica similar para la vibración aleatoria, en este caso es una vibración que dura 480 seg. de 0 hasta llegar a los 5000 Hz en intervalos de 1 seg.

De igual forma observamos que los desplazamientos son similares en la mayoría de los estudios dando una convergencia, sin olvidar que esta convergencia también está dada a criterio de la persona que analiza el sistema, decidiendo donde parar el criterio.

Se muestra el gráfico de convergencia de esta serie de estudios basándose en el tamaño de la malla (refinándola en tamaño).



Gráfica 15. Muestra de la convergencia del estudio de vibración-tiempo.

Serie de desplazamientos de la gráfica de convergencia.

Estudio	Tamaño de malla	Desplazamiento máximo [mm]
1	29.68[mm]-5.93[mm]	0.243177
2	7[mm]-1.4[mm]	0.00343908
3	5.9[mm]-1.18[mm]	0.00344195
4	4[mm]-0.8[mm]	0.00356085
5	2.96[mm]-0.6[mm]	0.00362992

7.7 Diseño final explosionado completo.

Se observa el diseño final ya explosionado incluyendo los tornillos y tuercas para la sujeción necesaria para todo el módulo.

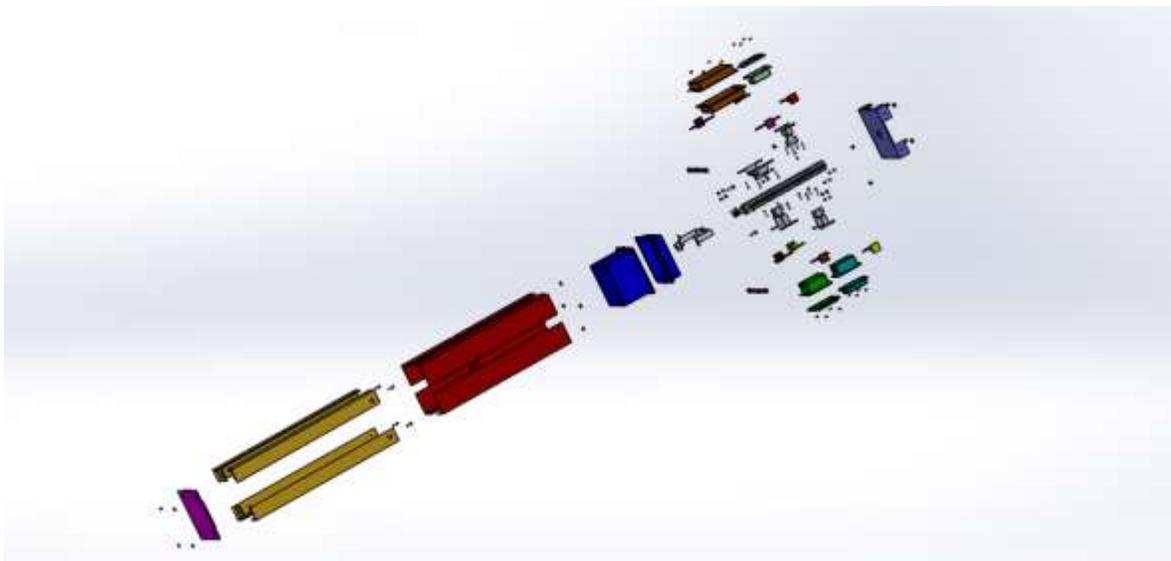


Figura 46.-Diseño explosionado.

Se puede observar el ensamble explosionado, de la parte central del módulo, con todos los elementos de fijación que se necesitan para obtener un ensamblaje adecuado.

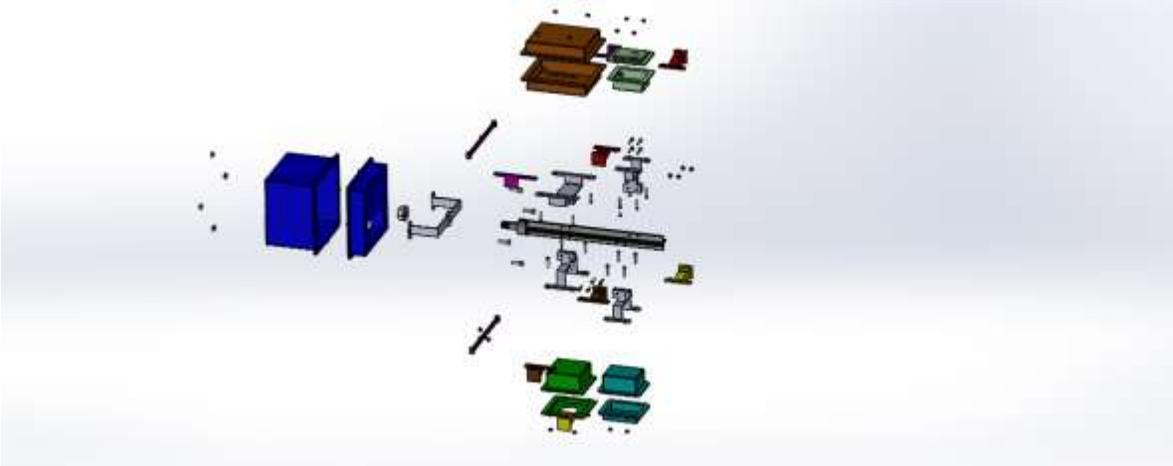


Figura 47.- Diseño explosionado de ensamblaje central.

Vista explosionada de la parte exterior del ensamble final, incluyendo los elementos de fijación.

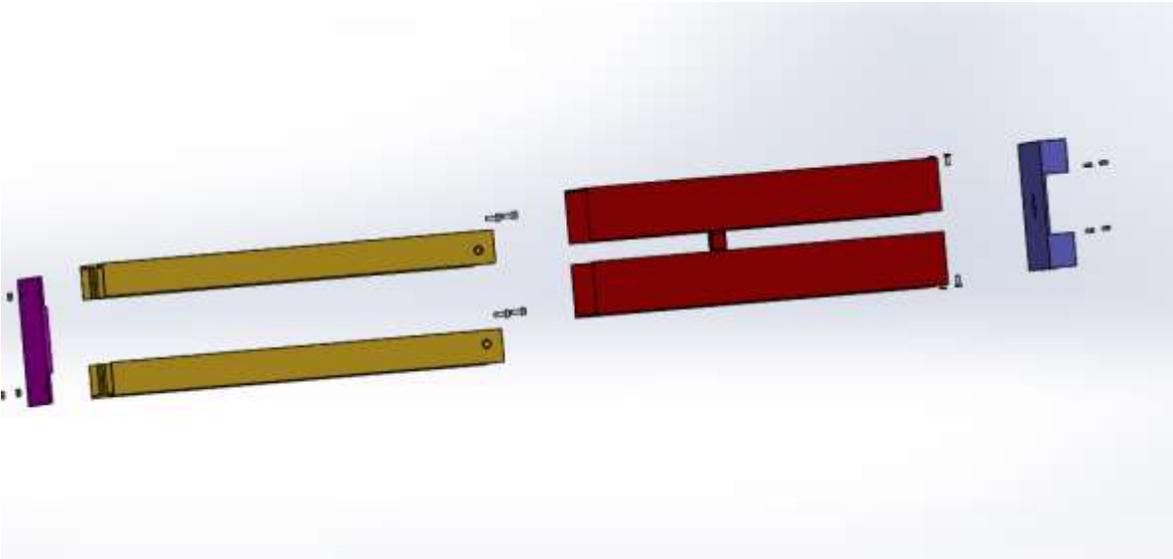


Figura 48.- Diseño explosionado estructura externa.

Capítulo 8

Últimas modificaciones como resultado de los estudios.

Una vez obtenidos los resultados de los análisis de los estudios de vibración se tomó la decisión de realizar una pequeña modificación de una de las piezas de la estructura para poder obtener una sujeción mucho mejor de la estructura interna del diseño y asegurando de esa forma que la estructura resistirá mejor a las vibraciones que pueda sufrir.



Figura 49.- Modificación hecha a pieza central.

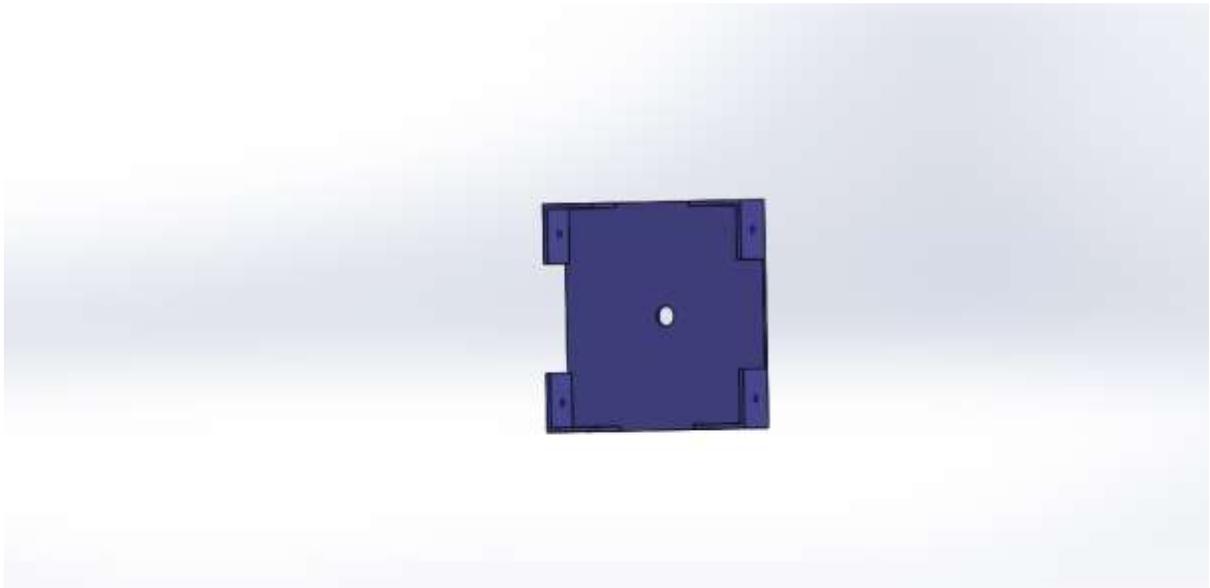


Figura 50.- Modificación hecha a la tapa.

Estas modificaciones fueron realizadas para poder hacer mucho más resistente el diseño al momento de ser sometido a las vibraciones.

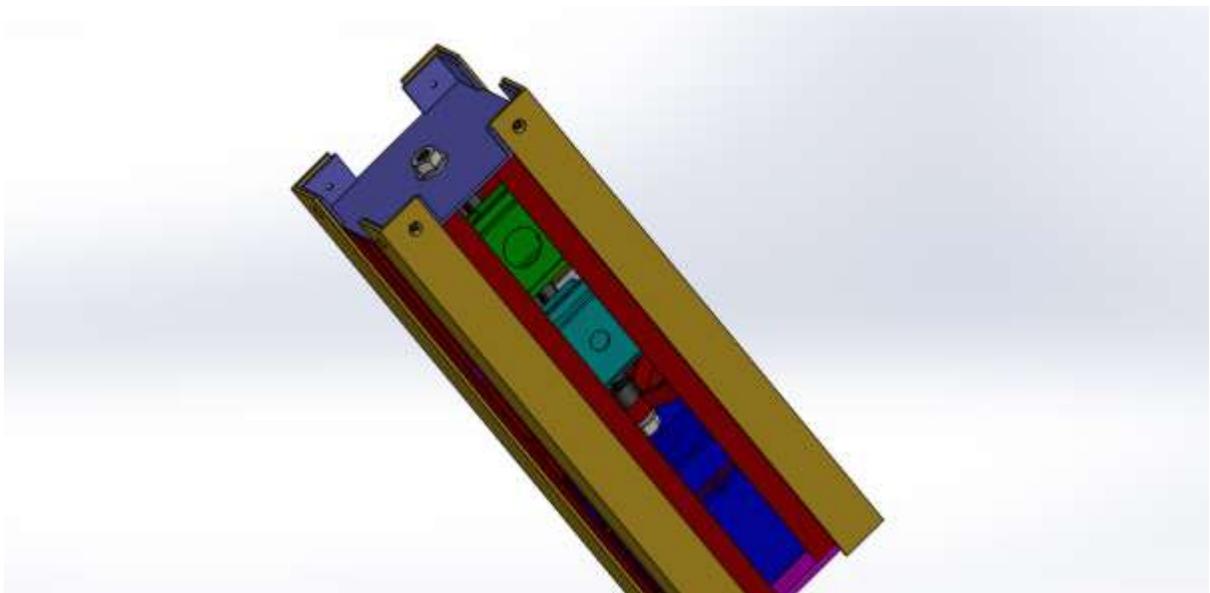


Figura 51.- Ensamblaje final con nuevas modificaciones.

Se muestra el nuevo ensamblaje realizado con las modificaciones hechas.

Capítulo 9

Conclusiones.

En este capítulo se muestran los resultados obtenidos del diseño requerido.

Como se ha demostrado a lo largo de esta tesis, el diseño de la estructura propuesta necesita de trabajo muy minucioso debido a las altas especificaciones que se busca obtener. Se logró un diseño en el cual el espacio fue muy bien distribuido y con el menor peso que se pudo obtener, por lo cual puedo decir que el diseño conceptual está totalmente terminado y se concluye con uno de los objetivos planteados al inicio de esta tesis. La estructura solicitada cumple con todos los requerimientos necesarios para proteger y contener todos los sistemas que llevara este módulo.

Basándonos en las simulaciones, es posible afirmar que el diseño es totalmente funcional, salvo que en la etapa de ajuste del prototipo se detecten fallas en el ensamblaje. Por lo que es necesario realizar simulaciones robustas y una validación del modelo real bajo pruebas de calificación especial.

Se pudo obtener un diseño fácil de armar un acomodo eficiente de todos los componentes y piezas, permitiendo poder trabajar con la ventaja de deshabilitar alguno sin necesidad de desconectar todos. Lo cual nos permite hacer un ensamblaje de igual forma fácil, en caso de necesitarse un ajuste no será necesario desarmar toda la estructura.

Se llevó a cabo las simulaciones pertinentes entregando estas un resultado favorable, en consideración a las vibraciones, resistencia de la estructura, acomodo de los componentes y resguardo de ellos. Teniendo en cuenta que se realizaron como un sólido ya que la manufactura está pensada para realizarse desde un pedazo sólido de material y cortar las piezas del mismo con un CNC, realizando un estudio de convergencia de malla no se obtuvieron resultados demasiado variables. Mostrando las deformaciones en el diseño sufridas por las vibraciones las cuales son satisfactorias para garantizar la resistencia del diseño y su confiabilidad.

Trabajo a futuro.

Se recomienda realizar las siguientes actividades como trabajo a futuro:

1. Validación y verificación del modelo.

Dado que el modelo es una abstracción del sistema real debemos preguntarnos si existe una correspondencia entre el sistema real y el modelo.

Los términos más usados para describir el proceso mediante el cual el modelo es una representación creíble del sistema real son verificación y validación del modelo.

La verificación se refiere a la construcción correcta de un modelo. Se puede definir verificación como el proceso de determinar si la lógica operacional del modelo (programa de ordenador) se corresponde con la lógica del diseño. En términos más simples, consiste en determinar si hay errores en el programa.

La validación se refiere a la construcción de un modelo correcto. La validación es el proceso que determina si el modelo, como abstracción, es una buena representación del sistema. Usualmente la validación se consigue a través de la calibración del modelo, en un proceso iterativo de comparación del comportamiento del modelo con el del sistema y usar las diferencias entre ambos para mejorar el modelo. Este proceso se repite hasta que el modelo se considera aceptable.

Existen algunas formas de mostrar la validación y verificación de una simulación las cuales son:

- Comparación de los resultados del modelo virtual con un modelo físico experimental.
- La comparación de un modelo analítico con el modelo virtual.
- La realización de un estudio de convergencia con respecto a la variación de los parámetros.

No se debe de olvidar que cada uno de estas tres formas de validación y verificación acarrea un cierto porcentaje de error, no son en su totalidad exactos. Estos son dependientes del factor humano, dicho en otras palabras del criterio del diseñador, incluso de la forma en que el programa utilizado resuelva las ecuaciones pertinentes programadas anteriormente por el fabricante del software.

Aunque los modelos de simulación son a menudo utilizados para analizar sistemas que no se pueden modelar mediante métodos analíticos, a veces podemos seleccionar datos y parámetros para la simulación de forma que se pueda comparar sus resultados con los de un modelo analítico.

Actualmente, la verificación y la validación CAD cubren las siguientes necesidades:

- Detección de errores geométricos o funcionales que pueden afectar al diseño, a la simulación, a la fabricación, etc.
- Detección de desviaciones geométricas durante un proceso de conversión, de migración o de remodelado.
- Documentación de modificaciones intencionales o no intencionales

Una vez que el modelo se ha verificado, se ha de determinar si es una correcta representación del sistema real. En el proceso de validación del modelo han de intervenir el analista y las personas relacionadas con el sistema. Un test para validar el sistema es ver si las personas relacionadas con el sistema confían en el modelo y están dispuestos a utilizarlo.

La importancia de la credibilidad en el modelo es la mayor razón del interés tan difundido en realizar una animación de la simulación. La animación es una forma efectiva para que los analistas comuniquen la esencia del modelo al administrador de un determinado sistema pudiendo ser válido para un propósito y no ser válido para otro.

Calibración y validación del modelo.

La calibración es un proceso iterativo en el que se compara el modelo con el sistema real, se realizan cambios y ajustes en el modelo, se vuelve a comparar el modelo revisado con el sistema real, se hacen ajustes adicionales, y así hasta que el modelo resulta una buena aproximación al sistema real.

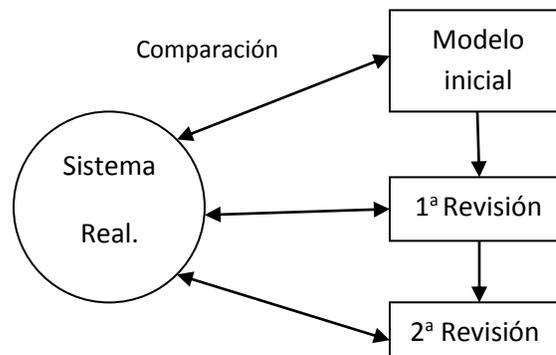


Figura 52.- Proceso de comparación con la simulación del sistema.

Esta comparación del modelo con el sistema real, se puede realizar a través de conjuntos de test, que pueden ser subjetivos u objetivos. Los primeros implican a personas que conocen aspectos del sistema y pueden hacer juicios sobre el modelo. Los test objetivos necesitan datos sobre el comportamiento del sistema para poder compararlos con los datos sobre el

comportamiento del modelo. Una posible crítica en este proceso de calibración es que se llegue a validar el modelo con el mismo conjunto de datos con el que se ha ido calibrando, lo cual puede significar que el modelo se ajusta bien a ese conjunto de datos en particular. Para evitar este problema se puede recolectar un nuevo conjunto de datos para ser usado en la etapa final de validación. Si se descubren discrepancias inaceptables entre el modelo y el sistema en la etapa de validación, el modelador debe volver a la fase de calibración hasta que el modelo sea aceptable.

Se recomienda como trabajo a futuro realizar simulaciones más robustas para garantizar la confiabilidad del diseño propuesto. Adicionalmente es necesario un proceso de validación del modelo numérico vs el modelo real bajo pruebas de vibración reales.

2. Trabajo en los elementos de fijación.

También se debe incluir un análisis a los elementos de fijación en la estructura los cuales son tornillos de cabeza tipo Allen y tuercas, ya que este estará sometido a altas vibraciones, temiendo así que pudieran aflojarse dañando la estructura.

Realizando un estudio en la forma de como sostener estos elementos de forma mucho más segura que nos garantice un margen de falla muy pequeño.

Esto se puede llevar acabo realizando el prototipo físicamente y sometiendo este a todas las pruebas físicas necesarias para garantizar que no pueda fallar en el momento del lanzamiento y garantizando un correcto funcionamiento en órbita, debido a los costos y tiempo que esto implicaría se tendrá que confiar en las simulaciones realizadas a la estructura, pero queda asentado como un trabajo a realizar para mejorar el funcionamiento de la estructura. Incluso cambiar la forma o diseño de la fijación de los elementos.

Referencias.

- [1] Yi Min Xie, Grant P. Steven, "Evolutionary Structural Optimization", Springer, 1997.
- [2] Gasser F. Abdelal, Nader Abuel foutouh, Ahmed H. Gad "Finite Element Analysis for Satellite Structures", Springer, 2013.
- [3] Cruise A.M., Bowles J.A., Patrick T.J., Goodall C.V., "Principles of space Instrument Design", Cambridge University,1998
- [4] D. Griffin Michael, R. French James, "Space Vehicle Design", 2nd ed, (AIAA) education series.
- [5] Jaap Wijker, "Random Vibrations in Spacecraft Structures Design", Springer,2009.
- [6] Jaap Wijker, "Spacecraft Structures", Springer, 2008.
- [7] G. Budynas Richard, J. Keith Nisbett, "Diseño en ingeniería mecánica de Shigley, 9° ed., Mc Graw Hill, 2012.
- [8] T. Ulrich Karl, D. Eppinger Steven, "Diseño y desarrollo de productos", 5° ed., Mc Graw Hill,2013.
- [9] M. Benyus Janine, "Biomimesis: como la ciencia inova inspirándose en la naturaleza", Tusquets, 2012.
- [10] delmetal. Metales no ferrosos. Aluminio 7075.
- [11] Kaufman, J. Gilbert. Aluminum Alloy Castings. Properties, Processes and Aplications, American Foundry Society, 2004.
- [12] Kalpakjian Serope, Manufacturing Engineering and Technology, Prentice-Hall, 2006.
- [13] Poveda Martínez Santiago, Elementos de fijación en estructuras aeroespaciales, pag. 96 – 108.
- [14] Sarafin T.P., Spacecraft Structures and Mechanims From concept to launch, 4 th Edition, Space Tecnology series,USA, 2007.
- [15] Sebastian Franchini, Oscar López García, Introducción a la ingeniería aeroespacial, 2° Ed., Alfaomega, 2013.
- [16] Ferdinand P. Beer, Mecánica de materiales, 5° ed., Ed. Mc Graw Hill, 2010.

- [17] Tae Song Jang, Spacecraft Structures and Mechanisms, Abril 10, 2007.
- [18] Wiley J. Larson, Space Mission and Design, 3^o ed., Ed. Springer, 2005.
- [19] User's Manual for Mark II Lightband, 2000785 Revision C, Planetary System Corporation.
- [20] <http://help.solidworks.com/2014/English/SolidWorks/sldworks>. [Fecha de consulta 10 septiembre del 2014.]
- [21] www.matweb.com [Fecha de consulta 14 de octubre del 2014.]
- [22] Minotaur IV User's Guide, Release 1.1, Orbital Sciences Corporation, 2006.
- [23] Taurus II User's Manual, Release 1.2, Orbital Sciences Corporation 2009.
- [24] Delta II Payload Planners Guide, United Launch Alliance, 2006
- [25] Soyuz User's Manual, issue 2, ArianeSpace, 2012.
- [26] Ariane 5 User's Guide, issue 5, revision 1, Arianespace, 2011
- [27] NASA Reliability Preferred Practices for Design and Test, September de 1991.
- [28] Armen Toorian, Nash Clemens, Jordi Puig-Suari, Canisterized Satellites Dispenser(CSD) Data sheet, 18th, Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.
- [29] Ryan Lee, Walter Holemans, An Advance Standard for Cubesat, 25 th. Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.
- [30] George B. Thomas Jr., Cálculo Varias Variables, 11^o ed., Ed. Pearson, 2005
- [31] Carlos Duarte, Introducción a las aplicaciones espaciales, AEM, Abril 1, 2014.
- [32] Anil K., Maini Varsha Agrawal, Satellite Technology Principles and Aplications, 2^oed., Ed. Wiley, 2011.
- [33] Compendium of Satellites and Satellite Launch Vehicles.
- [34] NASA, Reference Publication 1124, Revision 2, Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials, November 1990
- [35] NASA, Design of a Small Apparatus for Improved Vibration, PRACTICE NO. PT-TE-1442.
- [36] NASA, Reliability Preferred Practices For Design and Test, Enviromental Factors, PRACTICE NO. PD-EC-11011.
- [37] NASA, Random Vibration Testing, Preferred Reliability Practices, PRACTICE NO. PT-TE-1413.

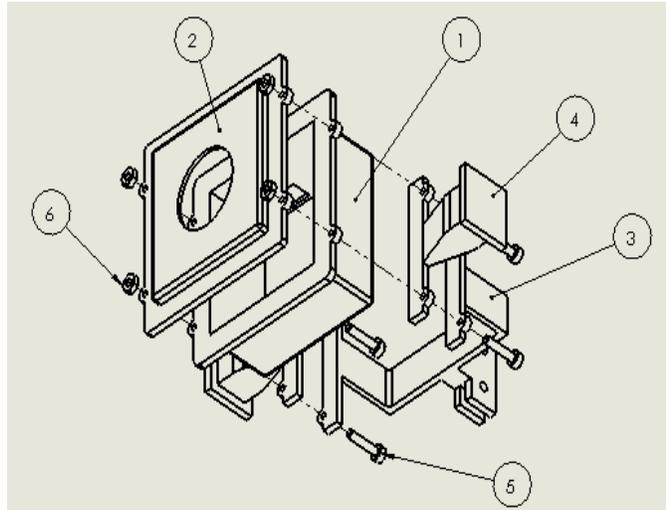
- [38] Antonio Nieves Hurtado, FedericoC. Dominguez Sanchez, Métodos Numéricos, 3° ed., Ed. CESA, 1997.
- [39] Steven C. Chapra, Métodos numéricos para Ingeniería, 6° ed., Mac Graw Hill, 2001
- [40] Tirupathir R. Chandrupatla, Introducción al estudio del elemento finito en ingeniería, 2° ed., Ed. Pearson.
- [41] José María Fornons, El método de los elementos finitos en la ingeniería de estructuras, 1° ed., Ed. Boixareu Editores.
- [42] Manuel Hidalgo Martínez, Teoría de vibraciones, 2° ed., Ed. Universidad de Cordoba.
- [43] AIAA, Guide for the verification and validation of computational fluid dynamics simulations G-077, 1998.
- [44] Roache, P.J., verificación y validación en ciencias computacionales e ingeniería, Pub. Hermosa, Albuquerque, New Mexico, 1998.
- [45] Sergio Gómez G., Solidworks simulation, 3° ed., Alfaomega, 2006.

Apéndice A.

Se muestran los manuales de ensamblaje del modulo espacial.

Cámara 2

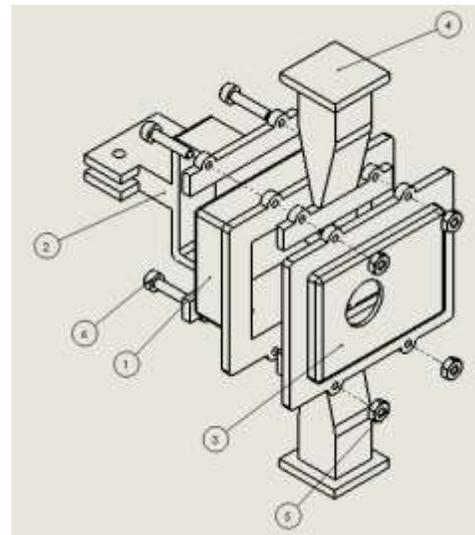
- 1.- base cámara.
- 2.- tapa cámara.
- 3.- broche de sujeción.
- 4.- soporte para pared x2.
- 5.- tornillos M2 cabeza Allen x 4, 10 mm.
- 6.- tuerca M2 x4.



Seguir la forma de ensamblado como se muestra en la figura, no alterar el orden de acomodo. Sujetar todas las piezas con los cuatro tornillos y las tuercas, apretar fuerte mente.

Cámara 1

- 1.-base cámara
- 2.-broche de sujeción
- 3.-tapa de la cámara
- 4.-soporte para pared x2
- 5.-tuerca M2 x4
- 6.-tornillo M2 cabeza Allen 10mm x4

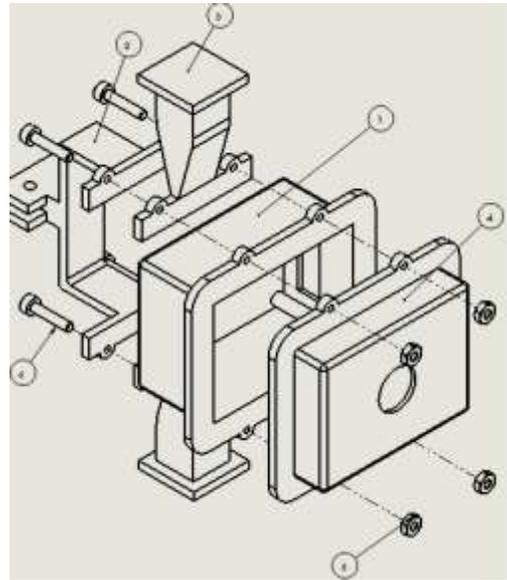


Seguir la forma de ensamblado como se muestra en la figura, no alterar el orden de acomodo.

Antena.

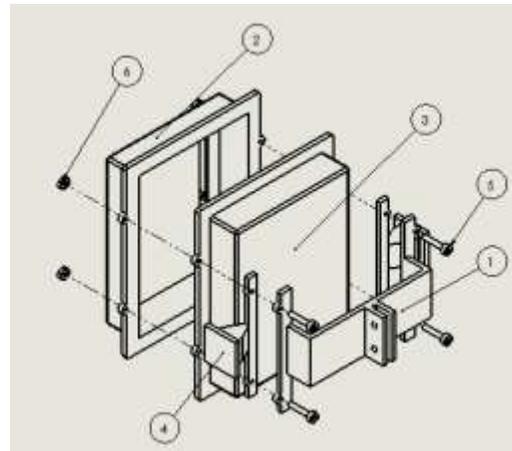
- 1.-base de la antena.
- 2.-broche de sujeción.
- 3.-soporte para pared x2
- 4.-tapa antena.
- 5.-tuerca M2 x4
- 6.-tornillo M2 cabeza Allen 10mm x 4

Seguir la forma de ensamblado como se muestra en la figura, no alterar el orden de acomodo.



Microprocesador.

- 1.-broche de sujeción.
- 2.-base.
- 3.-tapa
- 4.-soporte para pared x2
- 5.-tornillo M2 cabeza Allen 10 mm x4
- 6.-tuerca M2 x4



Ensamblaje centro.

2.-microcontrolador

7.-cámara 1

12.-cámara 2

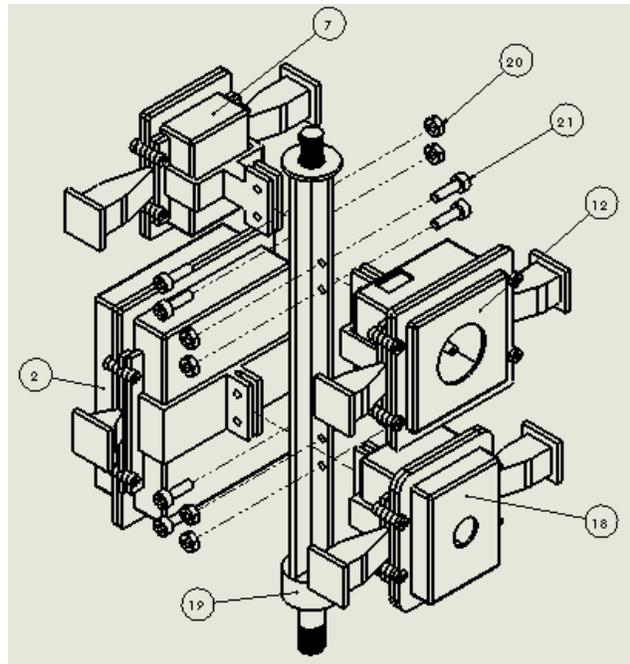
18.-antena

19.-soporte central

20.-tuercas M3 x 8

21.- tornillos M3 cabeza Allen 10mm x 8

Ensamblar exactamente como se ve en la imagen teniendo en cuenta que hay unas ranuras más altas que otras, las cuales son para la cámara 1 y las inferiores para la caja del micro controlador.



Ensamblaje exterior.

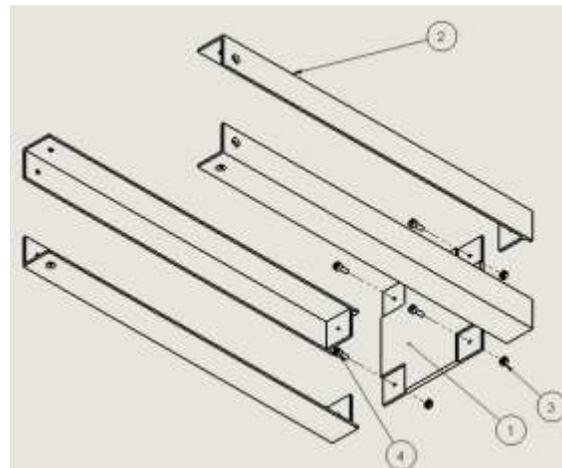
1.- base

2.-soporte exterior x 4

3.-tuerca M3

4.-tornillo M3 cabeza Allen 8mm x 4

Ensamblar los soportes exteriores de forma que queden montados sobre los recuadros de la base. Colocándolos como se muestra en la imagen



Ensamblaje de la fuente.

1.-tapa de la fuente.

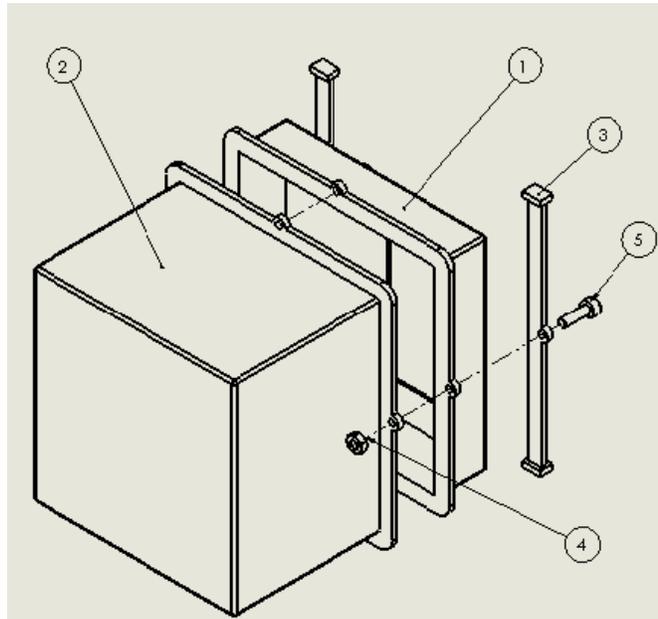
2.-base de la fuente.

3.-soporte para pared x2

4.-tuerca M3 x4

5.-tornillo M3 cabeza Allen 10 mm x 4

Al momento de ensamblar los soportes para pared cuidar que queden paralelos a la ranura de salida del cableado.



Ensamblaje de la fuente a la estructura central.

12.-ensamblaje de la parte central.

20.-tuerca M3 x 2, para sujetar al broche de la fuente.

21.-tornillo M3 x 2 cabeza Allen 10mm x2

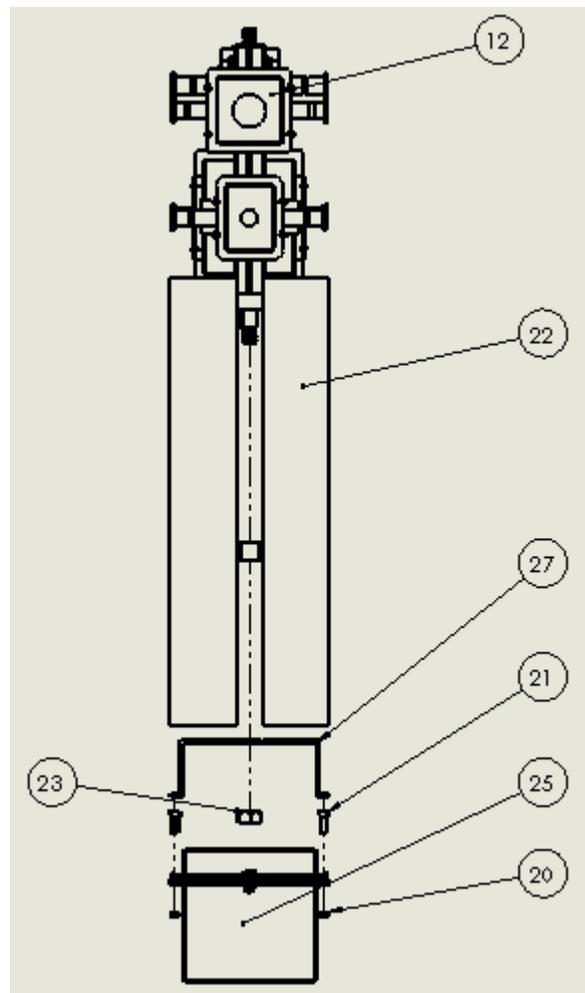
22.-esqueleto que sujeta al ensamblaje central.

23.-tuerca M8 para sujetar el esqueleto, ensamblaje central y broche de fuente a toda la estructura.

25.-ensamblaje de la fuente.

27.-broche para sujetar la fuente.

Nota: Ensamblar primero el broche con el esqueleto y sujetarlo con la tuerca M8 posterior mente colocar la fuente y sujetarla con los tornillos, cuidar que el broche quede paralelo a los soportes de pared.



Ensamblaje de la tapa.

2.-ensamblaje de soporte exterior.

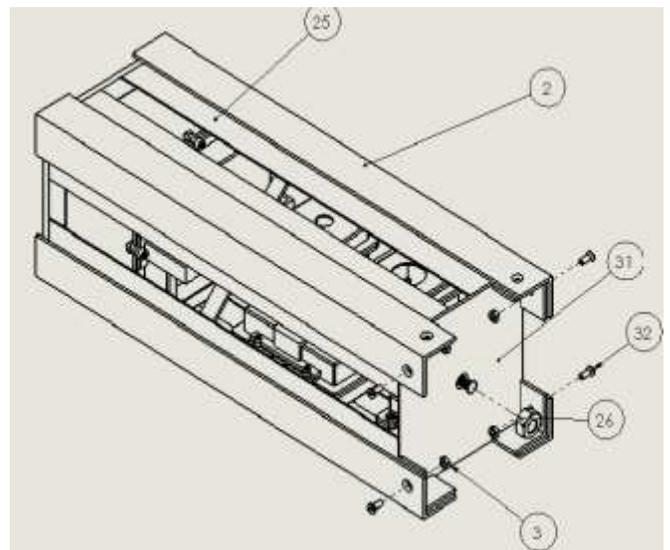
3.-tuerca M3 x4

25.-ensamblaje de la parte central.

26.-terca M8

31.-tapa

32.-tornillo M3 cabeza Allen 8mm x 4



Nota: Cuidar que la tapa quede bien fijada y centrada. La tapa topa con el esqueleto interno.