



Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar

TRABAJO FIN DE GRADO

*Diseño y cálculo FEM de estructura para tetracóptero nano UAV
de apoyo a pequeñas unidades de Infantería de Marina*

Grado en Ingeniería Mecánica

ALUMNO: José Enrique Delgado González

DIRECTORES: Carlos Casqueiro Placer
Andrés Suárez García

CURSO ACADÉMICO: 2014-2015

Universida_{de}Vigo



Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar

TRABAJO FIN DE GRADO

*Diseño y cálculo FEM de estructura para tetracóptero nano UAV
de apoyo a pequeñas unidades de Infantería de Marina*

Grado en Ingeniería Mecánica

Intensificación en Tecnología Naval

Cuerpo General / Infantería de Marina

UniversidadeVigo

RESUMEN

La tecnología de los drones es cada vez más avanzada. Muchos productos del mercado son capaces de realizar misiones reales de búsqueda y rescate de personas desaparecidas, trabajos de fotografía, video y cartografía aérea, prever y controlar incendios, misiones en los campos de la agricultura, medio ambiente, geología, construcción e inspecciones, controlar y analizar multitudes, investigar una escena de un accidente, explorar lugares de difícil acceso y realizar labores de vigilancia o control de tráfico, entre muchas otras.

Además, existen también distintas aplicaciones en el campo militar. Los drones pueden reconocer espacios de tierra o mar, efectuar vigilancia sobre unidades militares o personas, investigar el interior de edificios, o ir kilómetros por delante de las tropas, suponiendo así una ventaja importante para éstas. Los ejércitos y en concreto la Infantería de Marina de los países avanzados, demanda, cada día con mayor necesidad operativa, un dron ligero para sus tropas.

En este proyecto se ha procedido a diseñar la estructura de un dron del tipo tetracóptero. Para ello se ha realizado el modelado de los distintos elementos de la estructura (planchas superior e inferior, brazos, soporte motor, tubos roscados, patas y pieza en U) en un software paramétrico 3D, Siemens NX, y se han realizado ensayos por el Método del Elemento Finito (FEM) para su validación. Así, finalmente se ha logrado obtener un diseño de un tetracóptero con brazos plegables para facilitar su transporte.

PALABRAS CLAVE

Multicóptero, tetracóptero, ligero, plegable, UAV

AGRADECIMIENTOS

Quiero brindar mi más sincero agradecimiento a los tutores de este proyecto, el Sr. Casqueiro Placer y el Sr. Suárez García, por haberme ayudado, desde el comienzo hasta el final, en el desarrollo del Trabajo de Fin de Grado (TFG).

Agradezco además a mi padre, el CF. CGA (EOF) José Enrique Delgado Roig, al TCOL. CINA (EOF) Javier Pastor Sánchez, y al Cap. CIEA (EOF) Guillermo Pérez Aranda por ofrecerme su apoyo y conocimientos relacionados con el TFG.

También agradezco a la Escuela Naval Militar por facilitarme sus instalaciones, sin las cuales, no habría sido posible finalizar el TFG.

Finalmente, agradecer al Centro Universitario de la Defensa (CUD), por haberme formado durante los cinco años de la primera promoción de Ingenieros Mecánicos de la Escuela Naval Militar.

CONTENIDO

Contenido	1
Índice de Figuras	4
Índice de Tablas.....	7
Índice de Planos.....	8
1 Introducción y objetivos	9
1.1 ¿Qué es un dron?	9
1.2 ¿Qué puede hacer un dron?	9
1.3 Tipos de drones	10
1.4 Tipos de multicopteros.....	11
1.4.1 Tipos	11
1.4.2 Tricóptero	12
1.4.3 Tetracóptero	13
1.4.4 Hexacóptero	13
1.4.5 Octocóptero.....	14
1.5 Objetivo.....	15
1.6 Tareas	15
2 Estado del arte	16
2.1 Introducción	16
2.2 Análisis de productos del mercado	16
2.2.1 DJI S1000	16
2.2.2 DJI Inspire 1	17
2.2.3 Aeryon SkyRanger.....	18
2.2.4 Indago	19
2.3 Conclusión	20
2.3.1 Tabla de datos comparativos	20
2.3.2 Conclusión	21
3 Desarrollo del TFG.....	22
3.1 Planificación.....	22
3.1.1 Objetivos.....	22
3.1.2 Metodología.....	22
3.1.3 Riesgos.....	23

3.1.4 Planificación	23
3.1.5 Diagrama de Gantt.....	23
3.2 Selección de elementos	24
3.2.1 Motor	24
3.2.2 Controlador motor	25
3.2.3 Hélice	26
3.2.4 Baterías	27
3.2.5 Cámara termográfica	29
3.2.6 Controlador de vuelo	32
3.2.7 Receptor	33
3.3 Peso de elementos	33
3.4 Diseño de la estructura, versión inicial	33
3.4.1 Brazo.....	34
3.4.2 Planchas base	35
3.4.3 Tubo acerado roscado	37
3.4.4 Ensamble planchas.....	38
3.4.5 Soporte motor	38
3.4.6 Ensamble inicial.....	39
3.4.7 Peso total.....	40
4 Pruebas de validacion. Resultados	41
4.1 Ensayos	41
4.1.1 Ensayo 1.....	41
4.1.2 Ensayo 2.....	45
4.1.3 Ensayo 3.....	48
4.1.4 Ensayo 4.....	51
4.2 Variación en el Diseño	53
4.2.1 Sistema de plegado de brazos	55
4.2.2 Ensayos	57
4.2.3 Ensayo1.....	57
4.2.4 Ensayo 2.....	59
4.2.5 Ensayo 3.....	61
4.2.6 Ensayo 4.....	63
4.3 Diseño final (Dibujos).....	66

4.3.1 Brazo.....	67
4.3.2 Pieza en forma de U.....	68
4.3.3 Soporte Motor.....	69
4.3.4 Tubo Roscado	70
4.3.5 Plancha superior.....	71
4.3.6 Plancha inferior.....	72
4.3.7 Pata de apoyo.....	73
4.3.8 Estructura del Tetracóptero.....	74
4.3.9 Estructura Final.....	75
4.3.10 Estructura Plegada	76
4.3.11 Peso Total Final de Tetracóptero	77
5 Conclusiones y líneas futuras	78
5.1 Conclusión	78
5.2 Líneas futuras	79
6 Bibliografía.....	80

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1 Dinámica de movimiento de drones	12
Figura 1-2 Ejemplo de estructura de tricóptero [6]	12
Figura 1-3 Estructura básica de tetracóptero y movimiento de sus hélices.....	13
Figura 1-4 Ejemplo de estructura de hexacóptero.....	14
Figura 1-5 Ejemplo de octocóptero octo-axial [6]	14
Figura 1-6 Disposición de hélices de octocóptero estándar [6].....	15
Figura 2-1 DJI S1000	17
Figura 2-2 DJI Inspire 1	17
Figura 2-3 Aeryon SkyRanger [8].....	18
Figura 2-4 Indago quadcopter [9].....	19
Figura 2-5 Diferentes cámaras del tetracóptero Indago [10].....	20
Figura 3-1 Motor Elite 3508-268KV [11]	25
Figura 3-2 Variador Jeti Hicopter 30A [12]	26
Figura 3-3 Funcionamiento de la hélice [13]	26
Figura 3-4 Hélice Multistar White Edition 15x5.0 Multi-Rotor Wood Props [14].....	27
Figura 3-5 Comparación de densidades energéticas de diferentes tipos de baterías [15]	28
Figura 3-6 Batería 8000mAh [16]	29
Figura 3-7 Visualización de persona con cámara termográfica [17].....	30
Figura 3-8 Imagen nocturna de soldados por visión nocturna [18].....	30
Figura 3-9 Montaje mT-Panoptes.....	31
Figura 3-10 Vistas del montaje mT-Panoptes [20]	31
Figura 3-11 Software de Transmisión termográfica y video [21]	32
Figura 3-12 Controlador de vuelo [22].....	32
Figura 3-13 Receptor alibaba [23].....	33
Figura 3-14 Ensamble brazo-pieza en U	34
Figura 3-15 Plancha Superior.....	35
Figura 3-16 Plancha Inferior, Vista Superior	36
Figura 3-17 Plancha Inferior, Vista Inferior.....	36
Figura 3-18 Agujero 1mm, unión con pieza en U	37
Figura 3-19 Tubo de acero roscado	37
Figura 3-20 Ensamble planchas superior e inferior.....	38

Figura 3-21 Soporte motor, poliuretano duro.....	38
Figura 3-22 Ensamble brazo.....	39
Figura 3-23 Primer Diseño	39
Figura 4-1 Fuerza 7.5G paralela al brazo	42
Figura 4-2 Esfuerzo Von Mises.....	42
Figura 4-3 Esfuerzo Von Mises, Vista Inferior	43
Figura 4-4 Desplazamiento	43
Figura 4-5 Desplazamiento en Eje X	44
Figura 4-6 Desplazamiento en Eje Y	44
Figura 4-7 Desplazamiento en Eje Z.....	44
Figura 4-8 Fuerza 7.5G, horizontal, perpendicular al brazo	45
Figura 4-9 Esfuerzo Von Mises.....	46
Figura 4-10 Esfuerzo Von Mises, Vista inferior	46
Figura 4-11 Desplazamiento	47
Figura 4-12 Desplazamiento en Eje X	47
Figura 4-13 Desplazamiento en Eje Y	47
Figura 4-14 Desplazamiento en Eje Z.....	48
Figura 4-15 Fuerza 7.5G vertical perpendicular al brazo.....	48
Figura 4-16 Esfuerzo Von Mises.....	49
Figura 4-17 Desplazamiento	49
Figura 4-18 Desplazamiento Eje X	50
Figura 4-19 Desplazamiento Eje Y	50
Figura 4-20 Desplazamiento Eje Z.....	50
Figura 4-21 Von Mises.....	51
Figura 4-22 Desplazamiento	51
Figura 4-23 Desplazamiento Eje X	52
Figura 4-24 Desplazamiento Eje Y	52
Figura 4-25 Desplazamiento Eje Z.....	52
Figura 4-26 Segundo Diseño Brazo	53
Figura 4-27 Segundo Diseño Pieza en U.....	54
Figura 4-28 Segundo Diseño Plancha inferior	54
Figura 4-29 Segundo Diseño Plancha Superior	54
Figura 4-30 Segundo diseño.....	55

Figura 4-31 Correa Reloj.....	55
Figura 4-32 Plegado de brazos	56
Figura 4-33 Pieza en U y brazo plegado	56
Figura 4-34 Esfuerzo Von Mises.....	57
Figura 4-35 Desplazamiento	57
Figura 4-36 Desplazamiento Eje X	58
Figura 4-37 Desplazamiento Eje Y	58
Figura 4-38 Desplazamiento Eje Z.....	58
Figura 4-39 Esfuerzo Von Mises.....	59
Figura 4-40 Desplazamiento	59
Figura 4-41 Desplazamiento en Eje X	60
Figura 4-42 Desplazamiento en Eje Y	60
Figura 4-43 Desplazamiento en Eje Z.....	60
Figura 4-44 Esfuerzo Von Mises.....	61
Figura 4-45 Desplazamiento	62
Figura 4-46 Desplazamiento Eje X	62
Figura 4-47 Desplazamiento Eje Y	62
Figura 4-48 Desplazamiento Eje Z.....	63
Figura 4-49 Esfuerzo Von Mises.....	63
Figura 4-50 Media de Esfuerzo Von Mises.....	64
Figura 4-51 Desplazamiento	64
Figura 4-52 Desplazamiento Eje X	65
Figura 4-53 Desplazamiento Eje Y	65
Figura 4-54 Desplazamiento Eje Z.....	65
Figura 4-55 Estructura de Tetracóptero Final	75
Figura 4-56 Plegado De Estructura	76

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1-1 Clasificación UAV según la OTAN [5].....	11
Tabla 2-1 Datos comparativos.....	20
Tabla 3-1 Diagrama de Gantt, planificación de TFG	24
Tabla 3-2 Peso de elementos, hardware	33
Tabla 3-3 Peso total inicial.....	40
Tabla 4-1 Propiedad de los materiales	41
Tabla 4-2 Peso Total de Tetracóptero	77

ÍNDICE DE PLANOS

Plano 4-1 Dibujo de Brazo	67
Plano 4-2 Dibujo de Pieza en U	68
Plano 4-3 Dibujo de Soporte Motor	69
Plano 4-4 Dibujo de Tubo Roscado	70
Plano 4-5 Dibujo De Plancha Superior	71
Plano 4-6 Dibujo de Plancha Inferior	72
Plano 4-7 Dibujo de Pata de Apoyo	73
Plano 4-8 Dibujo de Estructura de Tetracóptero	74

1 INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

1.1 ¿Qué es un dron?

La tecnología ha avanzado a una velocidad de vértigo en las dos últimas décadas. Internet, la telefonía móvil, el mundo de la comunicación y el de la aeronáutica, entre otros, han experimentado un cambio espectacular en los últimos años. Los drones suponen un claro ejemplo de estos avances, con numerosas aplicaciones en distintos campos profesionales, comerciales y tecnológicos y en pocos años, si no ya, formarán parte de nuestra vida cotidiana.

Podría decirse que un dron es la evolución de las aeronaves teledirigidas. Son aeronaves no tripuladas capaces de volar en espacios abiertos o reducidos, a diferentes velocidades o en estacionario, que pueden realizar tareas imposibles para una persona.

1.2 ¿Qué puede hacer un dron?

Los drones son utilizados en aplicaciones muy útiles como búsqueda y rescate de personas desaparecidas, fotografía, video y cartografía aérea, prevención y control de incendios y otras muchas en los campos de agricultura, medio ambiente, geología, construcción e inspecciones, control y análisis de multitudes, investigación de una escena de un accidente, exploración de lugares de difícil acceso y labores de vigilancia o control de tráfico. Gracias a los drones se puede aumentar la eficiencia de proyectos y trabajos, aun reduciendo el número de personas necesarias [1].

Además, los ejércitos de muchos países han visto grandes posibilidades en la introducción de estos aparatos en sus unidades. Si nos remontamos en la historia, los primeros aviones, como por ejemplo el de los hermanos Wright en 1903, nunca fueron pensados para un uso bélico. Sin embargo, poco a poco se les fueron introduciendo armas y nuevas tecnologías hasta llegar a crear unas armas tan eficaces como el F-22 Raptor de los Estados Unidos. El arma aérea es ahora imprescindible en los ejércitos.

Algo parecido está ocurriendo con los drones. Al principio, estos aparatos de tan pequeñas dimensiones servían solo para volar, después se les acopló una cámara y, al igual que ocurrió con los aviones, poco a poco se han ido introduciendo armas. Esto último puede suponer un conflicto ético para muchos. El hecho de que se pueda matar a personas con un aparato no tripulado sin tener más que la posibilidad de pérdida material sin arriesgar la vida de personas, es uno de los mayores conflictos éticos en la evolución de los drones.

Pero no es ese su único uso controvertido. Ha habido casos en los que estas aeronaves, invisibles al radar, se han introducido en aeropuertos y han ocasionado más de un susto a algunos pilotos comerciales. Otros, a su vez, reprochan que afecte a su intimidad, puesto que los drones suelen llevar una cámara integrada. Además, al haber irrumpido con tanta fuerza en la vida actual, existe cierta carencia normativa, con unas leyes que se están regulando con urgencia para normalizar un espacio aéreo hasta ahora no controlado, y unas radiofrecuencias de control remoto que pueden interferir en el espectro electromagnético regulado.

1.3 Tipos de drones

Existe una gran variedad de drones. Se puede hacer una clasificación de estos según:

- **Ámbito:** Drones de uso civil (UAV) o drones de uso militar (UCAV).

Los UAV (Unmanned Air Vehicle) tan solo representan un 11% del total de la industria. Los de uso comercial, como los utilizados en cartografía profesional, serán los que aumenten más en los próximos años.

Los UCAV (Unmanned Combat air Vehicle) son de uso militar para diferentes misiones. Son los más conocidos por el público general. Estos son utilizados por más de 30 países, entre ellos España [2].

- **Tipo de sustentación:** drones de ala fija y drones de ala rotatoria.

Los de ala fija tienen como ventaja que tienen mayor autonomía y versatilidad. Los de ala rotatoria sin embargo pueden volar en estacionario, pudiendo así realizarlo en lugares cerrados y de difícil acceso.

Los helicópteros y multicopteros / multirrotores son aeronaves de ala giratoria, que a diferencia de los aviones de ala fija, la mayor parte de su energía propulsora se emplea en sustentarlas. Sus características diferenciadoras respecto los aviones le confieren ventajas incuestionables ya que no tiene necesidad de una pista para su despegue y aterrizaje y pueden realizar un vuelo estacionario. Estas especiales características le permiten realizar unas misiones únicas que los aviones no pueden llevar a cabo, como poder operar desde cualquier lugar y realizar la observación estática de un objetivo.

El multicoptero a diferencia de un helicóptero no dispone de complicados sistemas mecánicos estabilizadores en el rotor principal sino de varios motores que son gestionados por una unidad electrónica estabilizadora. Esta simplicidad mecánica es la que lo hace tan singular.

- **Distancia de vuelo:** Dentro del alcance de la línea del horizonte visual y por fuera del alcance de la línea del horizonte visual. Los de uso militar están diseñados para llegar a lugares peligrosos no accesibles para una persona (fuera del horizonte visual). Para ello deben tener sensores ópticos (video o cámara termográfica) que hagan de ojo para llegar al destino [3]. Este tipo de vuelo se llama vuelo FPV (en inglés, First Person View). Es decir, se le pone una cámara de vídeo al avión, y en tierra se recibe la imagen en un monitor de vídeo o en unas gafas de realidad virtual, con lo que el piloto tiene una visión semejante a la de la cabina de un avión. Los destinados al vuelo para aficionados, son generalmente usados dentro del horizonte visual y para mero entretenimiento.

- **Tamaño:** Según este criterio tenemos un gran número de plataformas de reducido tamaño agrupadas en Pequeñas, Mini y Micro, y otras de mayores dimensiones [4]. El parámetro utilizado es el peso máximo de despegue (en inglés MTOW, *Maximum Take-Off Weight*) consistente en la suma

del peso de la aeronave en vacío, la máxima carga (*payload*) transportable y el máximo combustible. El tamaño está directamente relacionado con la capacidad de vuelo, la altura y el alcance. La Tabla 1-1 nos muestra gráficamente la clasificación de la OTAN en tres clases. Los UAV con mayor peso y autonomía de vuelo se agrupan con las denominaciones MALE *Medium-Altitude Long-Endurance* y HALE *High-Altitude Long-Endurance*.

Class	Category	Normal employment	Normal Operating Altitude	Normal Mission Radius	Primary Supported Commander	Example platform
CLASS I (less than 150 kg)	SMALL >20 KG	Tactical Unit (employs launch system)	Up to 5K ft AGL	50 km (LOS)	BN/Regt, BG	Hermes 90 Luna
	MINI 2-20 kg	Tactical Sub-unit (manual launch)	Up to 3K ft AGL	25 km (LOS)	Coy/Sqn	Aladin DH3 DRAC Eagle Raven Scan Skylark Strix T-Hawk
	MICRO <2 kg	Tactical PI, Sect, Individual (single operator)	Up to 200 ft AGL	5 km (LOS)	PI, Sect	Black Widow
CLASS II (150 kg to 600 kg)	TACTICAL	Tactical Formation	Up to 10,000 ft AGL	200 km (LOS)	Bde Comd	Aerostar Hermes 450 iView 250 Ranger Sperwer
CLASS III (more than 600 kg)	Strike/Combat	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theater COM	
	HALE	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theater COM	Global Hawk
	MALE	Operational/theater	Up to 45,000 ft MSL	Unlimited (BLOS)	JTF COM	Predator B Predator A Harfang Heron Heron TP Hermes 900

Table 1 - NATO UAS Classification Guide. September 2009 JCGUAV meeting

Tabla 1-1 Clasificación UAV según la OTAN [5]

1.4 Tipos de multicopteros

1.4.1 Tipos

En cuanto a los drones de ala rotatoria, existe una amplia variedad de tipos. De todos ellos, destacan los “tricópteros”, “tetracópteros” o “quadcópteros”, “hexacópteros” y “octocópteros” de tres, cuatro, seis y ocho brazos respectivamente.

Todos estos tipos de drones tienen una dinámica de vuelo muy parecida. La estabilidad y el control de un multicoptero, que puede moverse libremente en tres dimensiones, es mucho más complicado que para los coches, trenes o barcos que solo se mueven en dos. Todo multicoptero debe ser capaz de realizar tres tipos de movimiento; “Roll”, “Pitch” y “Yaw”. Estos ángulos determinan la orientación y de ahí la dirección del vuelo que llevará.

Básicamente, cambiar el “Pitch” hará que el multicoptero se desplace hacia adelante o hacia atrás, el “Roll” hacia la izquierda o derecha, y finalmente el “Yaw” le hará girar sobre su eje vertical. Con el control de los variadores de velocidad de los motores se controlan estos movimientos. Consiste en conseguir velocidades relativas de las hélices de cada brazo.

Finalmente el movimiento vertical del multicoptero se realiza aumentando o disminuyendo la potencia de todos los motores por igual, así no se pierde la estabilidad. Al aumentar la potencia, éste se eleva y al disminuirla, éste desciende.

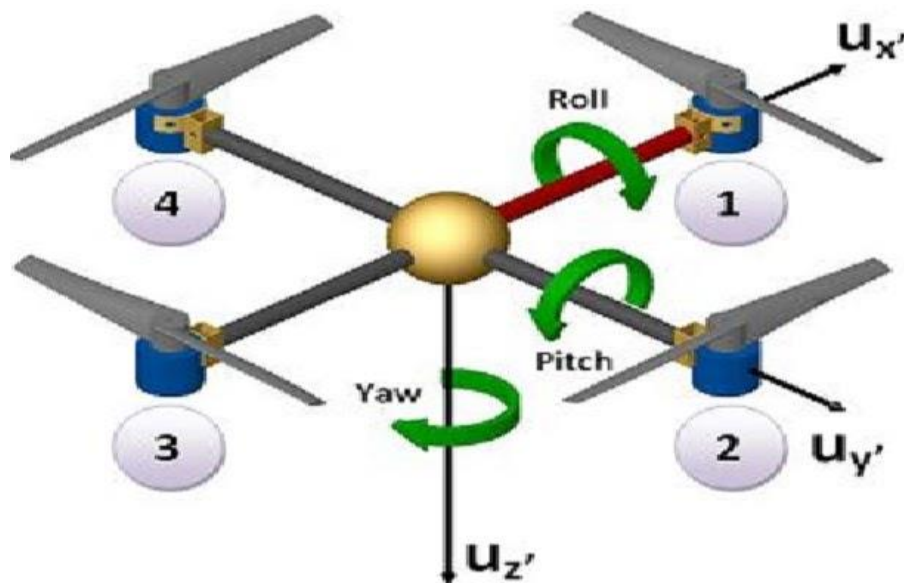


Figura 1-1 Dinámica de movimiento de drones

1.4.2 Tricóptero

Un tricóptero es un multicoptero que usa tres motores, uno en cada brazo, que actúan independientemente. Uno de los motores actúa como cola mediante un servomotor. Uno de los motores gira en sentido de las manecillas del reloj mientras que los otros dos en contra de las manecillas del reloj, minimizando así el torque.



Figura 1-2 Ejemplo de estructura de tricóptero [6]

1.4.3 Tetracóptero

Un tetracóptero consta de cuatro brazos, cada uno con un motor y hélice/s. En el centro existe una estructura, la cual sujeta los brazos y sobre la cual se apoyan los elementos de control. Es más simple mecánicamente que el tricóptero puesto que no posee servomotor. Dos de los motores se mueven en el sentido de las manecillas del reloj y los otros dos al contrario. Estos se mueven en el mismo sentido si están en la misma diagonal, produciendo cada uno un par que se contrarresta con el de sentido contrario. Así, logra el tetracóptero volar en estacionario.

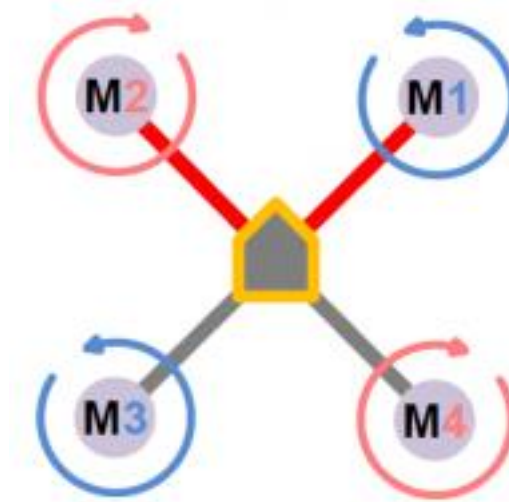


Figura 1-3 Estructura básica de tetracóptero y movimiento de sus hélices

Posee 1/3 más de empuje que los tricópteros, pesando casi lo mismo y suelen ser más estables ya que no tienen partes móviles en la cola accionadas por un servo. Tienen más tiempo en vuelo debido a que pueden llevar baterías más grandes y a que los motores trabajan a menos revoluciones. No cuentan con redundancia: Si un motor falla, este se desploma.

1.4.4 Hexacóptero

El hexacóptero posee seis motores con sus respectivas hélices, uno en cada brazo. Tiene más potencia y más capacidad de carga que el tetracóptero. Posee algo de redundancia: Si pierde un motor todavía puede aterrizar, aunque se perdería el control del ángulo “yaw”. Como desventaja son más caros y más grandes.



Figura 1-4 Ejemplo de estructura de hexacóptero

1.4.5 Octocóptero

Un octocóptero consiste en ocho motores con sus respectivas hélices que permiten volar a un aparato. Es una de las plataformas más seguras para realizar vuelos estables y suaves. Puede estar configurado de dos formas:

- Configuración octo-coaxial: También denominado X8, es un cuadricóptero coaxial con ocho motores. Se consigue una buena redundancia y mayor capacidad de carga que con un cuadricóptero, pero menor que con un octocóptero radial debido al descenso de rendimiento en las hélices. Las configuraciones coaxiales consisten en colocar dos motores contrapuestos en un mismo eje. [7]



Figura 1-5 Ejemplo de octocóptero octo-axial [6]

- Configuración estándar o radial: Consiste en ocho brazos distribuidos sobre una base de forma circular.

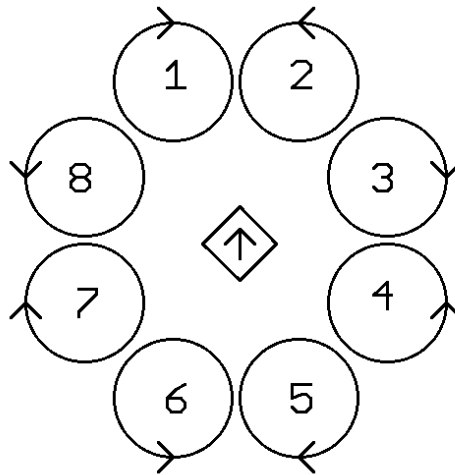


Figura 1-6 Disposición de hélices de octocóptero estándar [6]

1.5 Objetivo

El objetivo del proyecto es diseñar la estructura de un dron, de ámbito militar, de ala rotatoria, de tamaño mini, capaz de volar fuera de la línea del horizonte visual y así, servir de apoyo para la Infantería de Marina. En este caso se optará por diseñar un tetracóptero.

Para los militares, poder reconocer un terreno desde el aire en tiempo real sin arriesgar ninguna vida, supone una gran ventaja frente al método tradicional. Además, maximiza la eficacia de las misiones, ya que disminuye el tiempo de éstas. Por ello, el modelo de este trabajo tendrá como misión la observación desde el aire del acierto de tiro, con objeto de ofrecer a los artilleros una herramienta de mejora de la puntería. Para ello, la Infantería de Marina pide que se cumplan los siguientes requisitos:

Se desea que el dron sea capaz de:

- Transportar una **cámara termográfica** que transmita video en tiempo real, orientable al menos en sentido vertical, hasta poder grabar en dirección perpendicular al suelo. Esto incluye su **soporte**.
- Debe poseer **GPS** para enviar su posición.
- Será **plegable** para poder ser transportado en una mochila y el peso será lo más contenido posible.
- Se desea que pueda operar con al menos **20 nudos de viento**, con **5000 m de alcance**, a una **altura de 1000 m** sobre el suelo y permanecer sobre él **30-40 minutos**.

1.6 Tareas

Para alcanzar estos objetivos se abordarán las siguientes tareas:

- Investigación sobre el Estado del Arte.
- Toma de decisión de elementos necesarios a incluir en el dron; motor, hélices, baterías, cámara termográfica, receptor, controlador de vuelo y variadores.
- Diseño de la estructura del chasis.
- Simulación y ensayos.

2 ESTADO DEL ARTE

2.1 Introducción

En esta sección se va a llevar a cabo la fase previa al diseño del tetracóptero basada en el estudio de diferentes proyectos realizados en la actualidad. Así, se podrá determinar si hay desarrollos similares en los que apoyarnos, o por el contrario se tendrá que comenzar de cero.

Poder volar un dron y grabar video en tiempo real es algo muy llamativo para todos y cada vez es más conocido. Por este motivo, existen numerosos proyectos basados en el diseño y construcción de tetracópteros que podrán servir de inspiración.

En el diseño de tetracópteros hay que tener en cuenta por un lado la parte estructural (chasis, brazos y patas) y por otro lado la parte electrónica (variadores de velocidad, GPS, receptores...).

2.2 Análisis de productos del mercado

Según las especificaciones necesarias para la Infantería de Marina, el tetracóptero requiere una autonomía de hasta cuarenta minutos. Esta es una cifra muy elevada que pocos productos del mercado consiguen.

Los drones de uso profesional utilizados para televisión llevan consigo cámaras de gran tamaño, lo que supone un peso adicional que tiene que soportar. El empuje que eleva al dron viene dado por los motores y hélices que llevan en cada brazo. Cuantos más motores, más empuje. Además del número de motores, el empuje también depende de las revoluciones y el paso de la hélice. Cuanto más diámetro del motor, más par soporta, pero a menos revoluciones llega. El hecho de llevar más motores, y por tanto más brazos, supone una disminución del riesgo de ocurrir un accidente ya que en caso de fallo de un motor sigue siendo posible controlar el dron con los motores restantes, como ocurre con los octocópteros. Ocurre lo contrario con un dron de cuatro hélices, que se desplomaría sin control ninguno suponiendo una pérdida económica.

Para la investigación de este proyecto, se comenzó con el estudio de drones profesionales. La mayoría de estos no eran tetracópteros, sino hexa u octocópteros.

2.2.1 DJI S1000

El DJI s1000 es un dron de uso profesional de tipo octocóptero de la empresa DJI dedicado a la fotografía y cinematografía que salió al mercado en el año 2014.

Pesa alrededor de 4kg, sus brazos y patas son plegables, tiene un alcance de hasta 5 km y lleva incorporada una cámara Cannon 5D Mark III. Sin embargo, tiene una autonomía de alrededor de 20 minutos en vuelo normal con una batería de 15000 mAh. Demasiado poco para las especificaciones requeridas por la Infantería de Marina.



Figura 2-1 DJI S1000

Los brazos y patas están formados con fibra de carbono, lo que los hace muy ligeros. Sin embargo, incrementa exponencialmente el precio del dron, el cual se valora en casi 8000\$.

2.2.2 DJI Inspire 1

Este otro dron es del tipo tetracóptero de uso cotidiano de la misma empresa que el anterior. Pesa alrededor de 3 kg, tiene un diseño muy aerodinámico, sus brazos no son plegables pero si cambian de posición en el aire, soporta rachas de hasta 20 nudos de viento, y su duración de vuelo es de aproximadamente 18 minutos. Integra una cámara de alta definición. Éste se controla con una simple aplicación en el móvil o tablet y además posee un innovador sistema de posicionamiento para interiores sin necesidad de GPS. Debido a la tecnología innovadora del tetracóptero, su precio de venta es de 3400\$.



Figura 2-2 DJI Inspire 1

Estos dos últimos drones son de los más innovadores y competentes del mercado, sin embargo ninguno consigue cumplir todos los requisitos requeridos.

2.2.3 Aeryon SkyRanger

Este tetracóptero, perteneciente a la empresa Aeryon, cumple con casi todas las especificaciones que requiere la Infantería de Marina. Es un equipo transportable en maleta de rápido montaje y despliegue, con despegue y aterrizaje vertical, y capaz de proporcionar imágenes de calidad en condiciones adversas de vuelo, con un manejo sencillo e intuitivo. En cuanto a las características técnicas:

- Alimentación: Eléctrica mediante batería inteligente LiPo (polímero de litio).
- Rango de funcionamiento: hasta 3 km mediante enlace vía módem y hasta 700 m mediante enlace Wifi.
- Autonomía: hasta 50 minutos. Cambio de batería en segundos.
- Velocidad operativa: hasta 65 km/h.
- Viento soportado: ráfagas de hasta 90 km/h.
- Altura máxima: 500 m.
- Peso: aproximadamente 2,4 kg (sin carga de pago).



Figura 2-3 Aeryon SkyRanger [8]

Como se puede observar en la Figura 2-3, el SkyRanger posee un sistema de plegado de brazos que le permite adaptarse a una mochila para su transporte.

2.2.4 Indago

Al igual que el dron SkyRanger, el tetracóptero Indago, perteneciente a la empresa “Lockheed Martin”, cumple con la mayoría de los requisitos necesarios para este proyecto. Fue diseñado para uso exclusivamente militar en el ejército de Estados Unidos. Ahora tras la retirada de sus tropas en Afganistán, ha accedido al mercado civil. Es un dron plegable, capaz de estar listo para volar en 2-3 minutos. Se guarda en un maletín para su transporte. Puede incorporar diferentes tipos de cámaras FLIR. En cuanto a las especificaciones técnicas:

- Rango de funcionamiento: 2-10km desde el horizonte visible.
- Autonomía: 45 minutos.
- Velocidad: 48 km/h.
- Peso: 2.2 kg (sin carga de pago).



Figura 2-4 Indago quadcopter [9]



Figura 2-5 Diferentes cámaras del tetracóptero Indago [10]

2.3 Conclusión

2.3.1 Tabla de datos comparativos

	DJI s1000	Inspire 1	SkyRanger	Indago
Autonomía (min)	20	18	50	45
Peso (kg)	4	3	2.4	2.2
Velocidad (km/h)	No especificado	79	65	48
Cámara	Cannon 5D Mark III	X3 FC350 HD	SR-EO/IR	FLIR Quark IR 640
Núm. de rotores	8	4	4	4
Plegable	Si	No	Si	Si

Tabla 2-1 Datos comparativos

2.3.2 Conclusión

El mundo de los drones es un campo en continuo crecimiento que supone una nueva evolución tecnológica cada vez más estudiada. Existen numerosos proyectos satisfactorios que cumplen unos requisitos parecidos a los requeridos para este proyecto.

Como se puede observar en la Tabla 2-1, el SkyRanger o el Indago, ambos de cuatro rotores, poseen la mayoría de las especificaciones requeridas por la Infantería de Marina. Sin embargo, es muy difícil obtener planos de elementos de la estructura o el tipo de batería que utiliza puesto que es vendido a ejércitos de varios países y guardan su confidencialidad.

En este proyecto se tratará de recopilar algunas buenas ideas de los casos observados en el punto 2.2, como por ejemplo el plegado de los brazos hacia abajo, la estructura de cuatro brazos, o el plegado de las patas en vuelo propio del JSI s1000. Aún así, no se plagiará ningún elemento estructural, de forma que se podría decir que se partirá de cero basándonos en plataformas abiertas en el mercado.

3 DESARROLLO DEL TFG

3.1 Planificación

3.1.1 Objetivos

La finalidad del proyecto es el diseño de la estructura de un tetracóptero capaz de satisfacer las necesidades anteriormente indicadas. Para ello, se realizará el modelado de los distintos elementos de la estructura en un software paramétrico 3D, Siemens NX, y se realizarán ensayos FEM para su validación. Previamente será necesario seleccionar diferentes elementos comerciales para la propulsión del aparato y para la toma de imágenes con el objeto de determinar el peso que estos elementos aportarán al dron.

Esto lo conforma:

- Selección de motores.
- Selección de hélices
- Selección de baterías LiPo.
- Selección de cámara termográfica.
- Diseño de los brazos y patas plegables, planchas base, soporte de motores.
- Ensamblado de las piezas.
- Simulación.

Debido al escaso tiempo disponible para este proyecto, no se profundizará en la parte del software del tetracóptero. En un futuro se podrá continuar con esta fase y experimentar las diferentes funciones de vuelo de estos drones, incluyendo el mecanizado de las estructura.

3.1.2 Metodología

La realización del proyecto se basará en metodologías ágiles. Estas se basan en la entrega del proyecto al cliente en el menor tiempo posible simulando que el cliente es el CUD. Así, se compararán los resultados con el plazo de entrega del depósito que será el 6 de marzo 2015 y se verá si es o no factible. Otro valor acerca de esta metodología de desarrollo de proyectos es el diálogo cara a cara, cosa que se irá realizando con el tutor de este proyecto conforme se avanza con el mismo.

3.1.3 Riesgos

En el proyecto siempre se tratará de minimizar los riesgos conforme se vaya avanzando.

El mayor de los problemas sería llevar a cabo una mala planificación. Esto puede ser una tarea difícil puesto que es complicado suponer el tiempo de cada tarea, pudiendo no entregar el proyecto a tiempo.

Es posible que el programa Siemens Nx tenga problemas para realizar los ensayos pertinentes a tiempo, debido a la calidad del procesador de los ordenadores disponibles del centro.

3.1.4 Planificación

El proyecto tiene una duración de aproximadamente 2 meses. Desde el 9 de enero hasta el 6 de marzo del 2015, día en el que se entregará. En total son 8 semanas con un total de 300 horas (25 horas por crédito) para la realización del TFG, dando un resultado de 37.5 horas semanales.

El trabajo a realizar en este proyecto se divide en:

- Investigación.
- Selección de elementos.
- Diseño.
- Pruebas de simulación.
- Redacción de la memoria.

La duración de cada tarea se estima de la siguiente manera:

- Investigación: 2 semanas.
- Selección de elementos: 1 semana.
- Diseño: 2 semanas.
- Pruebas de simulación: 1 semana.
- Redacción de la memoria: 2 semanas.

Lo primero que se ha realizado es la investigación y el estado del arte de proyectos similares al que se va a llevar a cabo. Así, se conocerán los mejores diseños y últimas tecnologías exitosas de hoy en día.

Una vez estudiadas las diferentes posibilidades para el proyecto, se comenzará la toma de decisiones acerca de los elementos que se vayan a incorporar en el multicoptero; el tipo de motor, hélices, baterías y cámara termográfica son los de mayor importancia. Es necesario conocer estos aspectos antes de comenzar con el diseño. Los diferentes tamaños y pesos de cada elemento actuarán como variables dependientes que influyen directamente al diseño.

Finalmente, se continuará con la fase de diseño inicial, simulación y resultados. Así, se podrá determinar un diseño final del tetracóptero.

3.1.5 Diagrama de Gantt

Esta tabla indica el planeamiento inicial realizado el 23 de enero de 2015. La investigación del Estado del Arte está en curso. Las tareas aún por realizar, son la toma de decisión de los elementos del hardware que incorporará el tetracóptero, el diseño de todas las piezas y la realización de las diferentes simulaciones que ayudarán a mejorar la estructura.

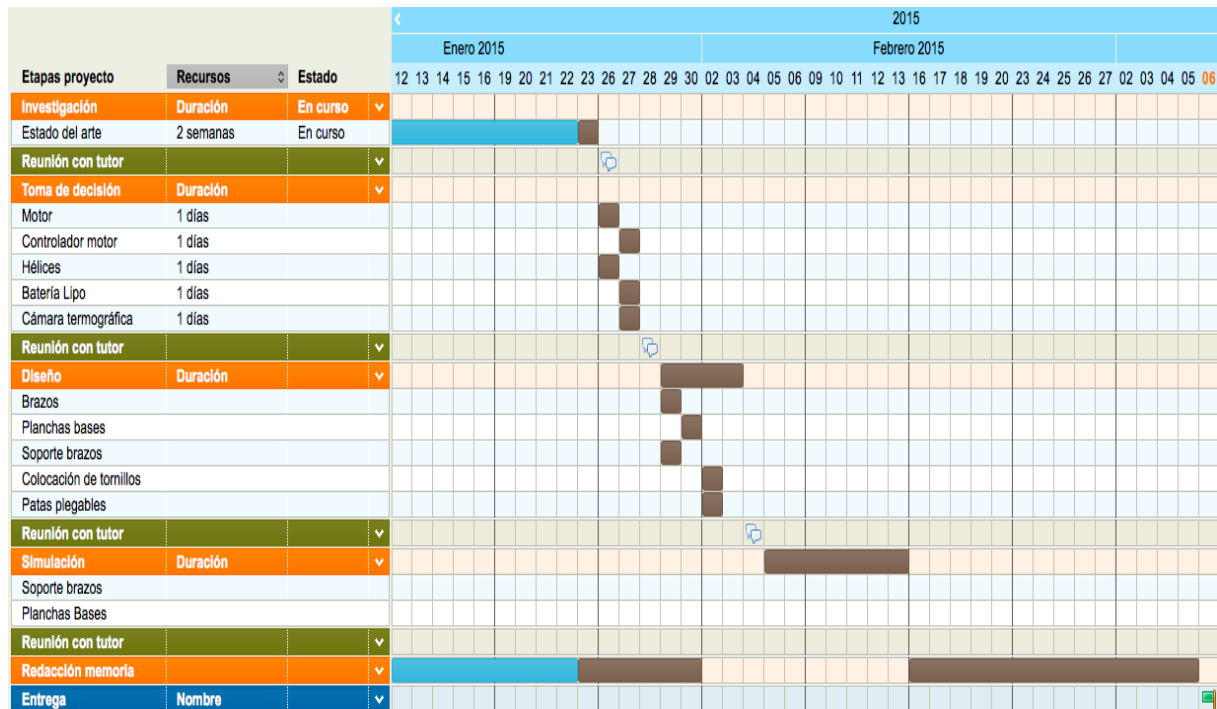


Tabla 3-1 Diagrama de Gantt, planificación de TFG

3.2 Selección de elementos

La selección de las Componentes que debe tener una Aeronave está condicionada por sus prestaciones, tamaño, peso, el tipo de misión a cumplir (autonomía, altura vuelo...) y las condiciones de todo tipo a las que se va a enfrentar (meteorológicas). Motor, controlador de motor, hélice y batería están interrelacionados íntimamente entre sí para que el tetracóptero pueda llevar a cabo su misión satisfactoriamente pero también hay que tener en cuenta la compatibilidad con otros componentes, como es la estructura soporte donde van a ir alojados.

Inicialmente se hará una selección de los distintos componentes a instalar a bordo que satisfagan las especificaciones técnicas que el tetracóptero debe cumplir. Suponiendo una cierta configuración para que la aeronave tenga las prestaciones deseadas, se obtiene un peso total. Este peso va a determinar el grupo motopropulsor (motor, controlador de motor y hélice) y la batería que son necesarios. Si se han supuesto inicialmente unos motores, controladores, hélices y baterías por exceso o defecto se debe ajustar, buscando componentes mas adecuados. Es un proceso iterativo donde se irán realizando los cambios necesarios hasta alcanzar el objetivo buscado.

3.2.1 Motor

En el campo de los multicopteros inicialmente se usaban grupos motopropulsores (motor-hélice) de avión, los cuales están optimizados al rango de velocidades que tienen que operar el avión. Pero en el caso de los multicopteros este rango se reduce a velocidad estática cero, por lo que hay que optimizar el grupo motopropulsor para una fuerza de tracción estática máxima a velocidad cero (el mayor tiempo de operación se realiza en vuelo estacionario). Por tanto, un motor de avión tiene unas características diferentes par/potencia respecto al del multirrotor, requiriendo este un mayor par que el del avión. Esto le permite mover hélices de mayor diámetro con menor paso. El resultado es una mayor tracción estática, con un menor consumo eléctrico.

Los motores eléctricos que empleamos en este diseño son modernos motores trifásicos brushless (sin escobillas, no habiendo ningún contacto entre rotor y estator), que tienen un gran rendimiento y un consumo bajo. Un rendimiento elevado significa que de toda la energía eléctrica que los alimenta transforman casi su totalidad en energía mecánica de rotación y por tanto tienen pocas pérdidas (rozamientos, calor). Pueden ser de 2 tipos; Inrunner o de rotor interior y Outrunner o de carcasa giratoria. Tienen un parámetro que los caracteriza llamado Kv ó rpm/v, que significa a qué velocidad gira el eje del motor por cada voltio sin hélice, o sea sin carga o en vacío. Por ejemplo, un motor de 1000 Kv a 12 V girará a 12000 rpm, y un motor de 500 Kv a 12 V girará a 6000 rpm. Si ambos tuviesen la misma Potencia en Watios, el de 500 Kv tendrá mayor par motor que el de 1000 Kv. Esto es debido a que Potencia (Watios)= Par Motor*Velocidad Angular (rpm). La evolución de los motores empleados en los multicopteros ha sido a valores Kv más bajos.

Por experiencia práctica de muchos usuarios, la gama Multistar de motores ofrece buenas prestaciones. De toda la gama de motores Multistar, se ha seleccionado el de menor KV, que es el que va a dar mejor rendimiento ya que ha sido desarrollado específicamente para multicopteros.

Por ello se ha seleccionado el **Motor Multistar Elite 3508-268 Kv 25V** para este tetracóptero por ser especialmente diseñado para multicopteros y cumplir con el consumo eléctrico/tracción estática (datos ofrecidos por el fabricante) que requiere el diseño.

Especificaciones:

- Peso: 96g
- Dimensiones (Diámetro, altura): 42 x 21 mm
- KV (RPM/V): 268V



Figura 3-1 Motor Elite 3508-268KV [11]

3.2.2 Controlador motor

Este dispositivo electrónico recibe corriente continua de la batería y envía una señal trifásica variable en frecuencia al motor para controlar la potencia a la salida del motor que es la que entrega a la hélice.

El tiempo de respuesta debe ser muy corto para controlar al respectivo motor del tetracóptero o dicho de otra forma, ha de ser muy rápido en su respuesta. El fallo de este elemento en un tetracóptero es muy crítico porque tiene como resultado la caída de la aeronave.

Se ha elegido el **Controlador Jeti Hicopter 30 A** porque Jeti es uno de los mejores fabricantes de controladores electrónicos de Motor Eléctrico y este modelo está desarrollado específicamente para multicopteros. El de 30 A satisface los diferentes consumos que cada motor del tetracóptero demanda en las distintas fases del vuelo con margen de seguridad y tiene un peso reducido.

Especificaciones:

- Peso: 35g
- Dimensiones (mm): 65 x 26 x 9
- Corriente mantenida (A): 30



Figura 3-2 Variador Jeti Hicopter 30A [12]

3.2.3 Hélice

La hélice puede estar constituida de 2 o más palas que giran alrededor de un eje. Cada pala está formada por un conjunto de perfiles aerodinámicos que van cambiando progresivamente su ángulo de ataque desde la raíz hasta la punta de pala (mayor en la raíz, menor en la punta de pala). Las palas son pequeñas alas rotantes. Un símil usado para describir su funcionamiento es como un tornillo que al roscar en un material sólido avanza una distancia. En nuestro caso avanza no sobre un sólido sino un fluido, que es el aire. Es el elemento que transforma el giro del motor en fuerza lineal de tracción. El rendimiento de la hélice es la relación entre la Potencia de Tracción (Fuerza de Tracción * Velocidad desplazamiento) y la Potencia que recibe del motor. La elección de la hélice debe hacerse en función del motor y de las condiciones de vuelo a las que va a estar sometida para obtener las mejores prestaciones. La combinación óptima y eficaz motor y hélice proporcionará el mejor rendimiento del tetracóptero.



Figura 3-3 Funcionamiento de la hélice [13]

Está definida por dos parámetros, su diámetro y su paso, expresándose DxP. El diámetro es la distancia entre las puntas de las palas y el paso la distancia de avance de la hélice cuando gira una vuelta. Para el caso de los multicopteros se desarrollan hélices optimizadas (mayor diámetro, menor ángulo de paso).

Se ha elegido la **Hélice Multistar 15x5'' Multirrotor Wood Prop** porque el fabricante del motor la señala como la mas eficiente (para un determinada tracción tiene un menor consumo) para la aplicación Multirrotor y es compatible con la Estructura soporte elegida.

Especificaciones:

- Tamaño (in): 15
- Paso (in): 5
- Peso (g): 86g



Figura 3-4 Hélice Multistar White Edition 15x5.0 Multi-Rotor Wood Props [14]

3.2.4 Baterías

Las baterías son la principal demanda energética, y a toda la electrónica de abordo. Las baterías de tecnología actual más madura y que proporcionan la mayor densidad energética posible son las de Polímero de Litio (LiPo). Existen también baterías de Metal-Aire y de Sodio que aumentarían las prestaciones pero actualmente están en desarrollo.

Comparison of Energy Densities for Various Battery Chemistries

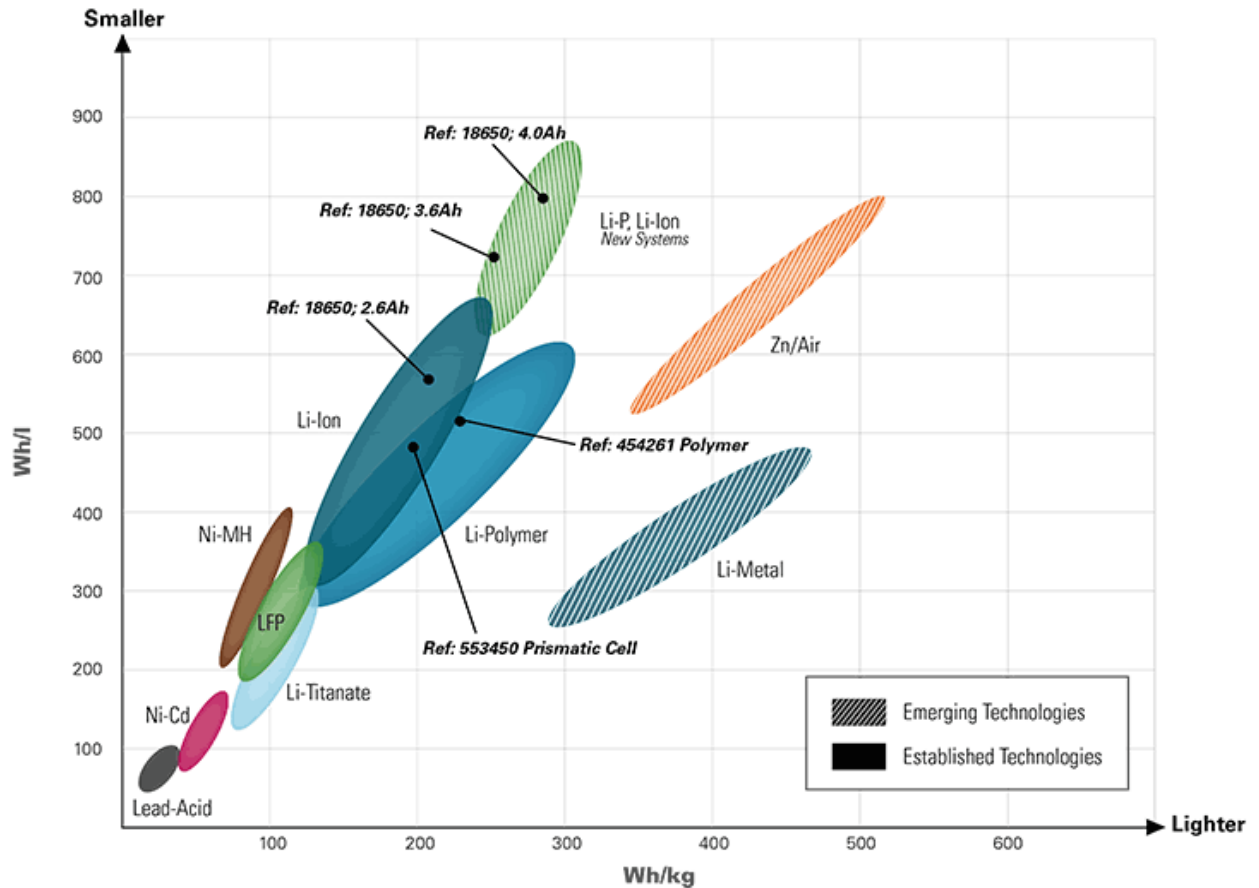


Figura 3-5 Comparación de densidades energéticas de diferentes tipos de baterías [15]

El tipo de batería seleccionada es de tipo LiPo, que es la tecnología actual mas madura que proporciona la mayor densidad energética respecto a las demás. Esto quiere decir que almacenan más cantidad de electricidad para un volumen determinado. El voltaje nominal de la celda unitaria que compone las LiPo es de 3,7 V, con un Voltaje Máximo de 4 V y Mínimo de 3V (si el voltaje por celda baja de 3 V se daña permanentemente). 6s significa que tiene 6 celdas conectadas en serie, siendo el voltaje entre bornes de la batería entre 24 V max y 18 V min, con un Voltaje Nominal de 22,2 V.

En este caso la batería tiene una disposición 6S1P, o sea tiene 1 rama de 6 celdas conectadas en serie. Otro parámetro es la Capacidad de Carga de la batería, que es la cantidad de electricidad que almacena, expresada en mAh. Una batería de 8000 mAh puede descargarse a un ritmo de 8000 mA=8A en 1 hora ó 16 A en 30' ó 32 A en 15'. El fabricante indica un ritmo de descarga máximo aconsejable, que en nuestro caso es 10C, o sea 80 A y el valor pico de 20C, o sea 160 A, que no debemos superar porque explotaría. Para que la batería se cargue correctamente y tenga durabilidad, la Intensidad de Carga no debe superar su valor de capacidad dividido por 1000= Capacidad Batería (mAh)/1000, en nuestro caso 8 A.

En los multicopteros no se requiere el poder disponer de un amperaje instantáneo elevado como requieren los Aviones de Ala Fija, sino un amperaje bajo pero continuo. Las baterías a instalarse en vez de tener una mayor capacidad de descarga instantánea, deben poder proporcionar una mayor capacidad de descarga a lo largo de todo el tiempo de operación:

- Una batería para avión de ala fija tendría una autonomía un 10-20% menor que una específica de muticóptero.

- Una batería para multicóptero no podría soportar el amperaje solicitado del que tendría cuando alimentase al motor Eléctrico de un avión y se dañaría.

En conclusión, una batería dedicada a multirrotor, para una misma capacidad que la de un avión de ala fija, tiene un menor peso o dicho de otro modo con el mismo peso de batería, su tiempo de vuelo se incrementaría mas de un 20 % porque no necesitamos la demanda energética del avión que tiene que moverse a una velocidad superior.

Se ha elegido la **Batería Multistar High Capacity 6S 8000 mAh** porque el fabricante del motor señala la 6S como mas eficiente para la aplicación Multirrotor y 8000 mAh para que tenga la cantidad de electricidad suficiente para que cumpla con los requisitos de misión (autonomía, etc.) y el menor peso posible.

Especificaciones:

- Peso(g): 956
- Dimensiones (mm): 142 x 49 x 63
- Capacidad (mAh): 8000
- Configuración: 6s1p



Figura 3-6 Batería 8000mAh [16]

3.2.5 Cámara termográfica

Las cámaras son necesarias en los drones para poder realizar un vuelo por fuera del horizonte o en caso del vuelo generalmente para aficionados, para grabar videos del vuelo (FPV). Las hay de diferentes tipos; de video, termográficas, o infrarrojas (visión nocturna). Hoy en día, existen drones profesionales capaces de soportar cámaras de televisión de HD (alta definición). Las cámaras termográficas son capaces de distinguir elementos según su temperatura. Normalmente, corresponde el color rojizo con los elementos más cálidos, y el azulado con los más fríos. Este tipo de cámaras se utilizan mucho para detectar pérdidas de calor de paneles solares, fuga de gases o líquidos en tuberías, etc. Las cámaras de visión nocturna permiten al usuario ver en la oscuridad. Éstas necesitan un rayo infrarrojo mínimo reflejado que ilumine al receptor del dispositivo para poder ver algo. En el medio

ambiente, la luna o las estrellas iluminan lo suficiente como para que estas cámaras sean útiles. Estas graban en escala de verdes o grises (según la empresa fabricante). Cuanto más verde o gris se vea en la pantalla, significa que el objeto al que se está grabando, refleja más.



Figura 3-7 Visualización de persona con cámara termográfica [17]



Figura 3-8 Imagen nocturna de soldados por visión nocturna [18]

Para este proyecto, se pide incorporar en el tetracóptero una cámara termográfica. La ventaja de esta cámara es que puede distinguir a largas distancias a personas (buenos focos de calor). Esto ofrece una gran ventaja a las compañías de Infantería de Marina.

Se ha decidido finalmente utilizar la cámara FLIR TAU 640 por su ligereza y pequeñas dimensiones, con el montaje mT-Panpotes, de la empresa Panoptes [19]. Este, además de englobar la

cámara termográfica, también incorpora una cámara de vídeo HD. Ambas pueden trabajar simultáneamente. Es orientable en sentido vertical. El peso total del conjunto montaje más cámaras es de 250g. Sus dimensiones son 76 x 52 x 60 mm.



Figura 3-9 Montaje mT-Panoptes



Figura 3-10 Vistas del montaje mT-Panoptes [20]

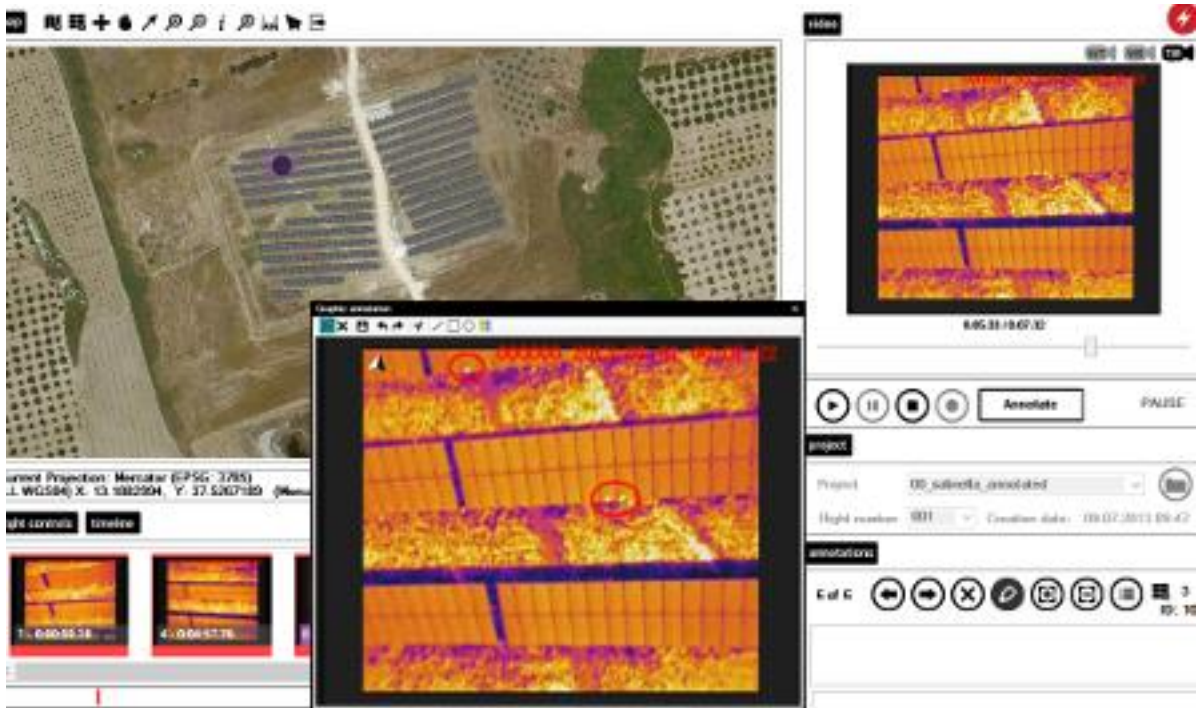


Figura 3-11 Software de Transmisión termográfica y video [21]

3.2.6 Controlador de vuelo

El controlador de vuelo es el ordenador de a bordo, el cerebro de un multicoptero. Estos controladores de vuelo incorporan o se conectan a la amplia gama de sensores necesarios para un control automático. Estos sistemas incluyen: giroscopio de 3 ejes, acelerómetro de 3 ejes, brújula /magnetómetro, barómetro/altímetro y GPS. El Piloto Automático proporciona la interfaz con los motores del Multicoptero, el receptor de radiocontrol y, opcionalmente, con la telemetría y los controles de cámara.

El controlador elegido es el KK mini multirotor de HobbyKing.

Especificaciones:

- Peso(g): 30
- Dimensiones (mm): 36 x 36



Figura 3-12 Controlador de vuelo [22]

3.2.7 Receptor

El receptor es el sensor que recibe la señal del mando control utilizado por el usuario. En este caso se ha decidido incorporar un receptor de la marca Alibaba el cual tiene un alcance de 5000m y un peso de tan solo 42g.



Figura 3-13 Receptor alibaba [23]

3.3 Peso de elementos

A partir del estudio de los diferentes elementos que componen y equipan el tetracóptero, podemos contabilizar el peso total del aparato. En la Tabla 3-2 aparece el peso total de los elementos del hardware del tetracóptero, a partir del cual se partirá, y al que habrá que sumarle el peso de la estructura a diseñar.

Hardware	Peso(g)	Uds.	Peso total
Motor	96	4	384
Batería	956	1	956
Controlador de vuelo	30	1	30
Receptor	42	1	42
Montaje/Cámaras	250	1	250
Emisor video	37	1	37
Hélice	86	4	344
Variador	35	4	155
		Total	2198

Tabla 3-2 Peso de elementos, hardware

3.4 Diseño de la estructura, versión inicial

Una vez conocidos los elementos, junto con sus especificaciones (tamaño y peso), que va a incorporar el tetracóptero, se comienza la fase de diseño. En el apartado 3.1.5 aparecen las tareas a abordar en este apartado. Se diseñarán los brazos, las planchas bases que soportaran los elementos electrónicos, los soportes de los motores y las patas de apoyo. Para ello, se hará uso del Siemens NX

8.5. Primero se hará un diseño inicial, y después de realizar los ensayos necesarios se llegará al diseño final.

3.4.1 Brazo

Para el diseño inicial del brazo, lo primero que se tiene en cuenta es el tamaño de la hélice que incorporará. La hélice elegida para este proyecto es la propia del apartado 3.2.3 (Multistar White edition 15x5 multirroto wooden prop). Su tamaño es de 15 pulgadas (38.1cm) de diámetro y está hecha de madera.

Es necesario que como mínimo el brazo sea la mitad de tamaño que el diámetro de la hélice, es decir, 19.05 cm. Según la investigación llevada a cabo para realizar el proyecto, para diseñar un dron de las características exigidas, se suelen usar brazos de 245mm, 325mm o 370mm. Esta es la primera referencia que se ha seguido para hacerse con una idea básica de la longitud del brazo. Por disminuir pesos y teniendo en cuenta que el brazo menor de los propuestos, es mayor que la mitad del diámetro de la hélice escogida, se ha decidido escoger un brazo de 245mm.

En cuanto a la sección, existen dos opciones. Puede ser redonda o cuadrada. Los brazos redondos suelen ser de fibra de carbono, por lo que el precio se dispara. Los de sección cuadrada pueden ser de materiales más baratos como el aluminio, con el inconveniente añadido de que pese un poco más. La decisión final ha sido realizar un brazo de sección cuadrada de 24mm de lado.

Este brazo también debe ser capaz de plegarse para facilitar su transporte. Para ello, se ha decidido realizar el plegado a través de una pieza añadida en forma de U. Esta pieza, puede abrazar el brazo en todo momento. Mediante un perno que atraviese ambas piezas y que haga de eje de giro, se consigue el plegado deseado.

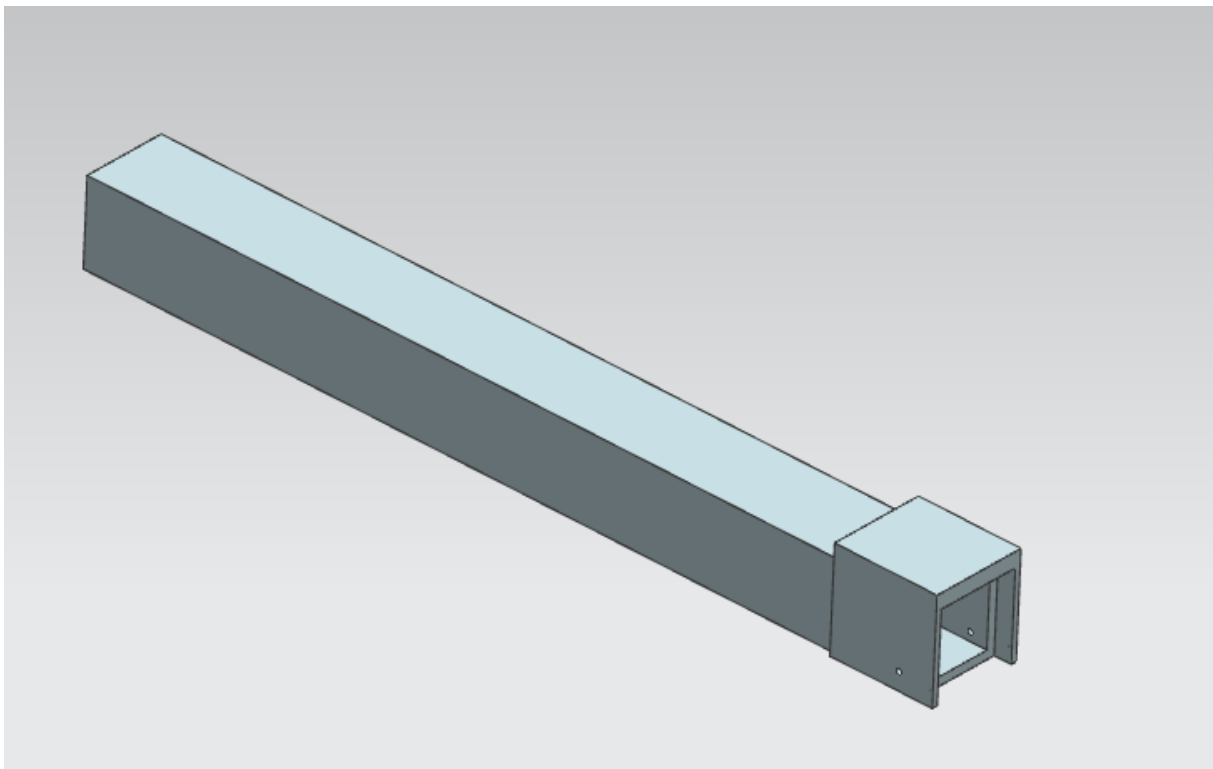


Figura 3-14 Ensamble brazo-pieza en U

3.4.2 Planchas base

Entre estas planchas, se debe ser capaz de albergar los elementos de menor tamaño. Estos son; el GPS, los variadores de velocidad, el controlador de vuelo y cableado. La batería sin embargo, debido a su gran tamaño (142 x 49 x 63) será colocada encima de la plancha superior. La cámara termográfica con su montaje y las patas de apoyo, serán colocadas debajo de la plancha inferior.

Las planchas son cuadradas de 17cm de lado, con un grosor de 1.5mm, hechas de Aluminio 6061. Estas van unidas mediante pernos cilíndricos de 5mm de diámetro y 27.5mm de altura. Estos pernos tienen un agujero roscado pasante de base a base con un diámetro correspondiente al de los tornillos M3, los cuales unen las planchas avellanadas. En las esquinas de las planchas, entre ambas planchas, es donde se colocan los brazos. Por ello, se ha decidido diseñar unos salientes en cada una de las esquinas de la plancha superior (Figura 3-15), para que con la pieza en forma de U se sujeten los brazos a la misma.

3.4.2.1 Plancha Superior

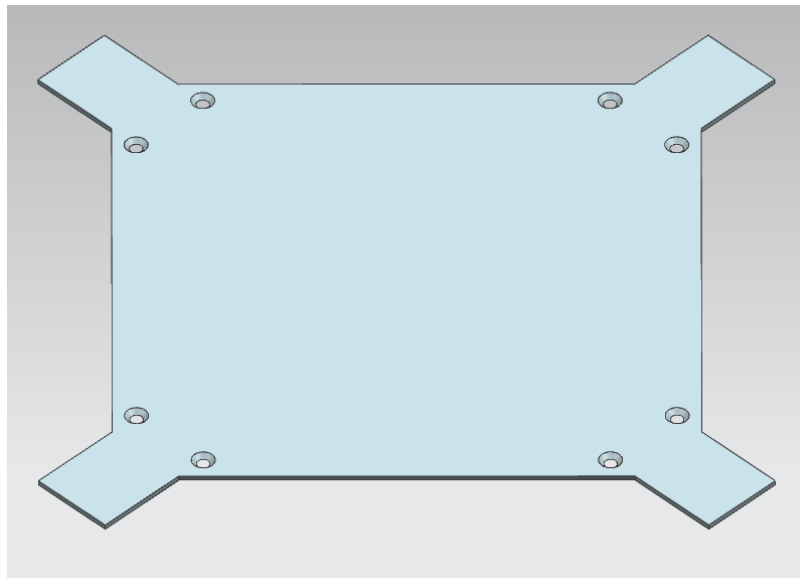


Figura 3-15 Plancha Superior

3.4.2.2 Plancha Inferior

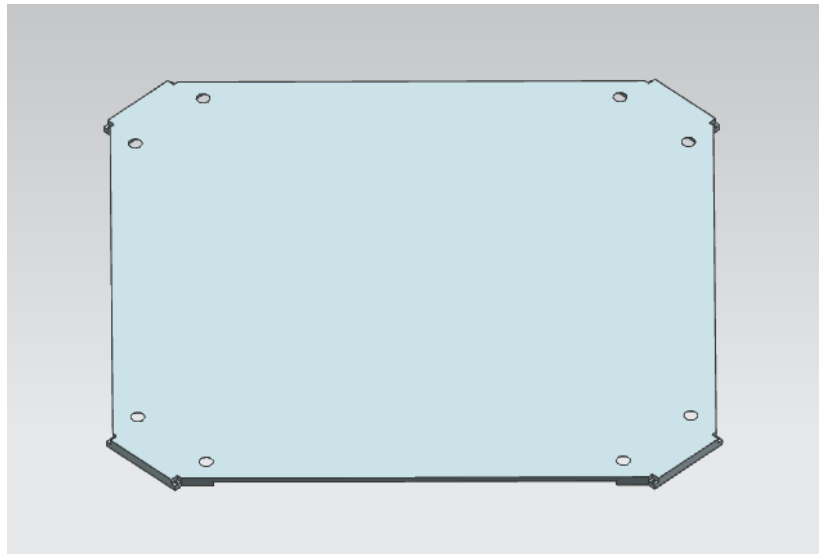


Figura 3-16 Plancha Inferior, Vista Superior

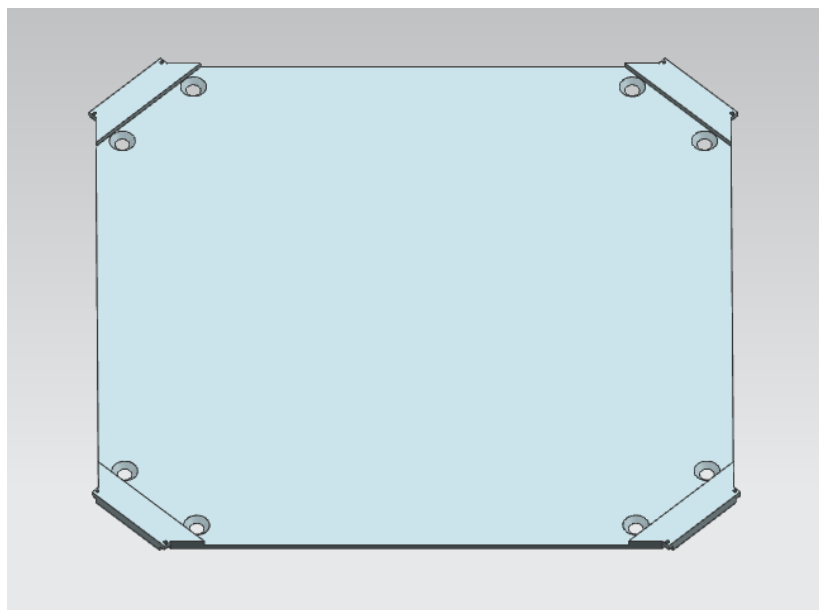


Figura 3-17 Plancha Inferior, Vista Inferior

Las zonas de mayor espesor que aparecen en la Figura 3-17 sirven para unir la pieza en forma de U con la plancha inferior mediante tornillos de 1mm de diámetro. La fabricación de este detalle se realizará mediante fresado. Esta operación encarece un poco el elemento pero permite conseguir la resistencia requerida en los puntos más exigidos a priori, sin penalizar en exceso el peso vital para alcanzar las prestaciones deseadas.

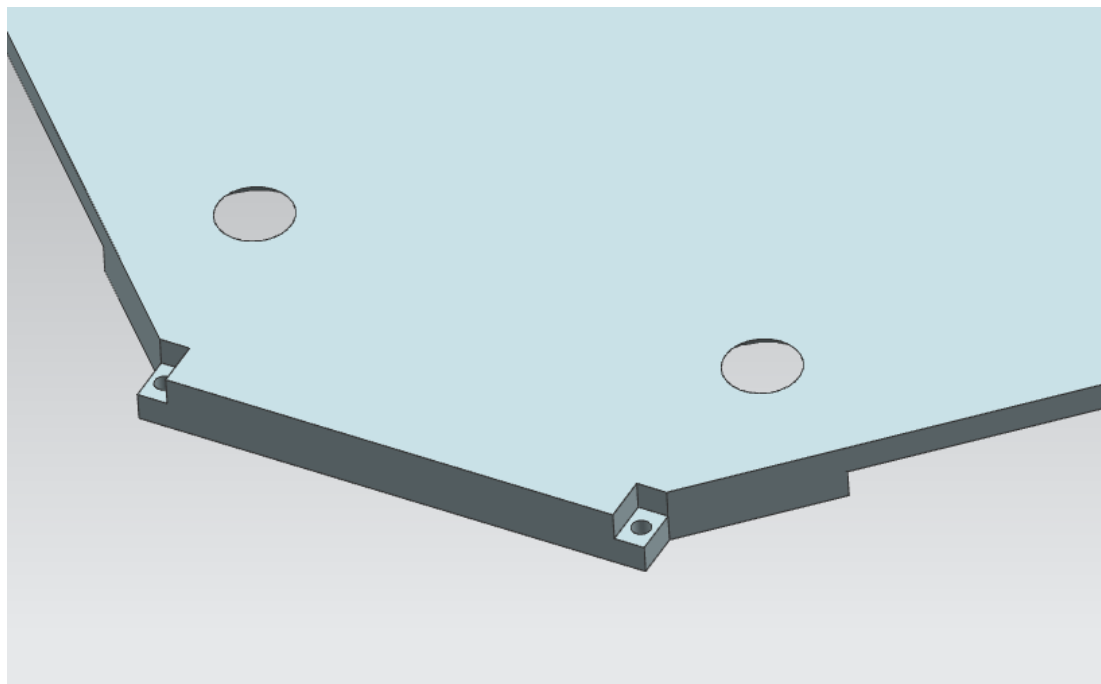


Figura 3-18 Agujero 1mm, unión con pieza en U

3.4.3 Tubo acerado roscado

Este tubo acerado de sección circular, mide 27.5mm de largo, con un diámetro exterior de 5mm, con perforado y roscado M3. Sirve para unir ambas planchas superior e inferior, mediante tornillos M3 roscados a ambos extremos de esta pieza.



Figura 3-19 Tubo de acero roscado

3.4.4 Ensamble planchas

El ensamble, el cual aparece en la Figura 3-20 es realizado mediante ocho tonillos M3 con cabeza plana. Estos van atornillados a los tubos acerados los cuales soportan ambas planchas.

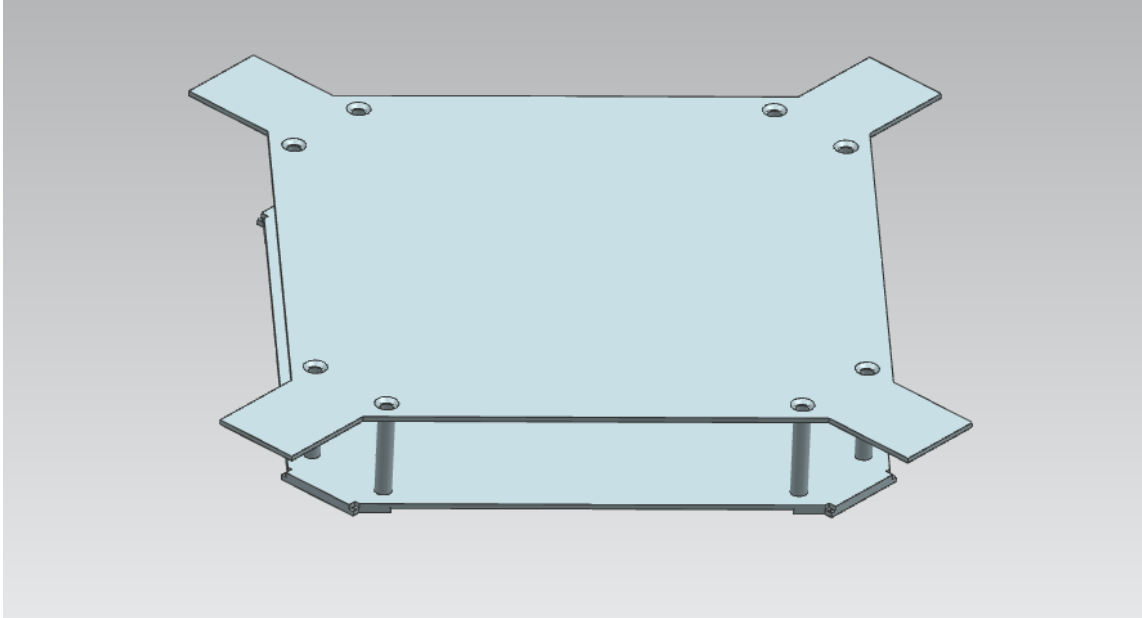


Figura 3-20 Ensamble planchas superior e inferior

3.4.5 Soporte motor

El soporte de los motores está diseñado en ABS (Acrilonitrilo Butadieno Estireno), ya que es un material muy resistente al impacto [24]. Su mecanizado es realizado mediante impresión 3D. Estos soportes van atornillados a sus respectivos brazos, vistos en el apartado 3.4.1, en el extremo opuesto a donde se encuentra la pieza en forma de U (también atornillada al brazo por su cara superior). Tienen un diámetro de 42mm necesario para enclavar el motor elegido. Los agujeros están separados dos a dos, 25mm y 19mm respectivamente, para unir el motor a su soporte.

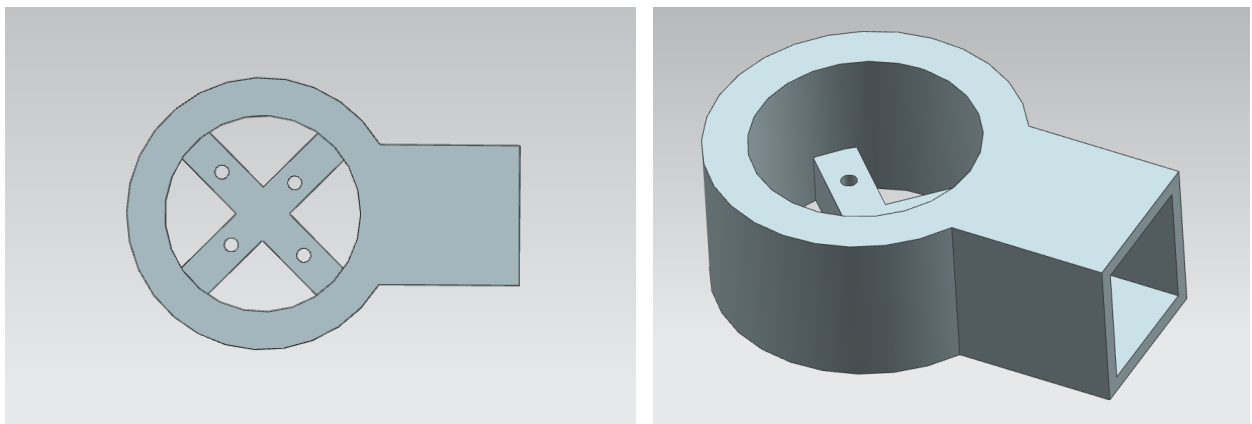


Figura 3-21 Soporte motor, poliuretano duro

El brazo entonces queda formado por el soporte motor, el tubo de sección rectangular de aluminio y la pieza en forma de U (Figura 3-22).

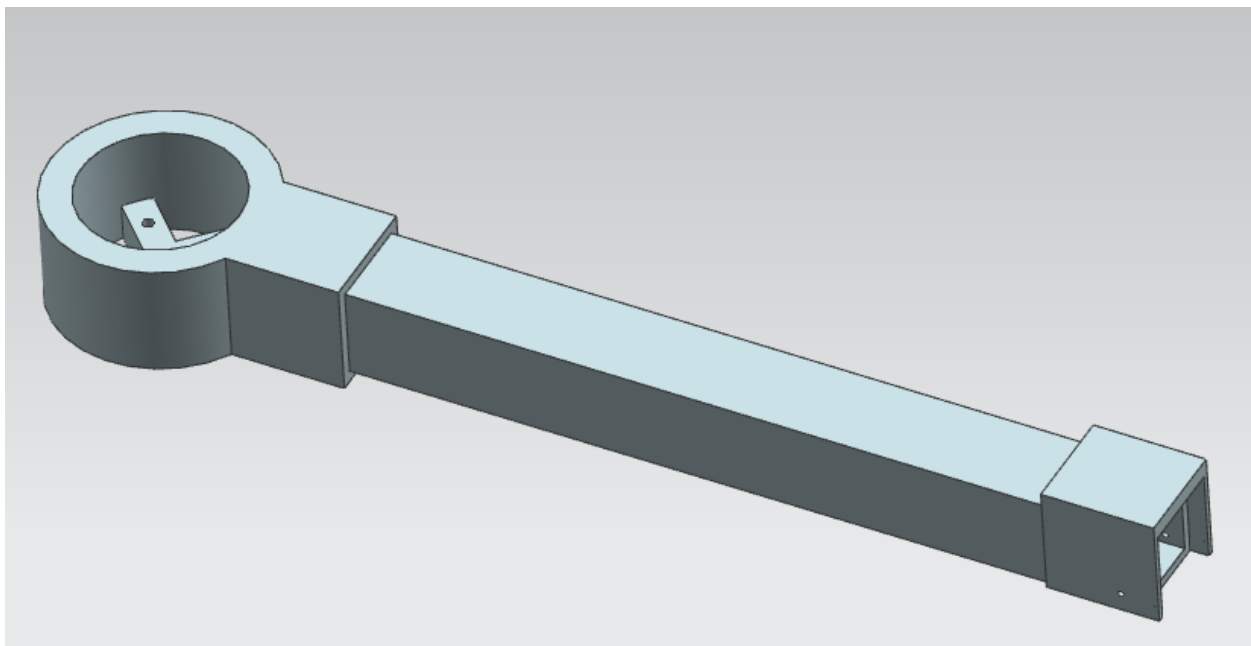


Figura 3-22 Ensamble brazo

3.4.6 Ensamble inicial

La estructura inicial, y a través de la cual se realizan los primeros ensayos queda según la Figura 3-23. No se tienen en cuenta las patas de apoyo puesto que se diseñarán más adelante.

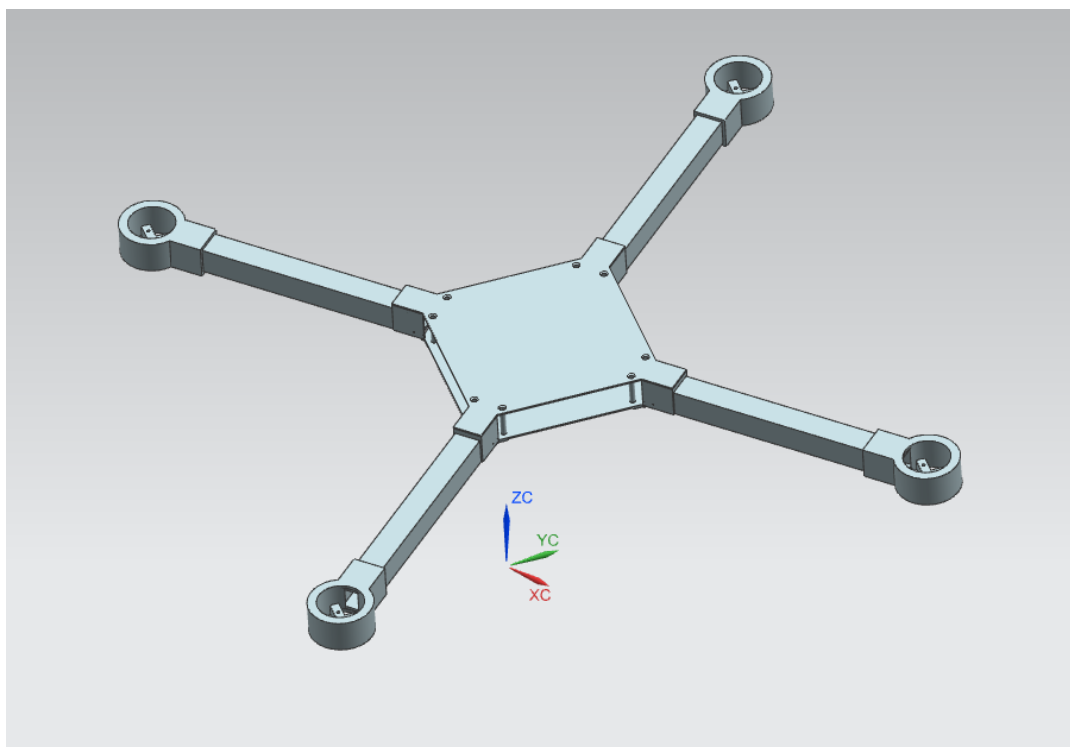


Figura 3-23 Primer Diseño

3.4.7 Peso total

Una vez diseñada una primera versión de la estructura, se puede determinar mediante el software de diseño el peso de los diferentes elementos que la componen y, junto con los pesos de los elementos seleccionados previamente, determinar un peso aproximado del conjunto.

Descripción	Peso (g)	Unidades	Peso total (g)
Estructura			
Brazo	142.278	4	569.1
Pieza en U	16.573	4	66.3
Soporte motor	58.705	4	234.3
Planchas base	246.288	1	246.3
Tubo de acero	1.604	8	12.8
		Total	1128.8
Hardware			
Motor	96	4	384
Batería	956	1	956
Controlador de vuelo	30	1	30
Receptor	42	1	42
Montaje/Cámaras	250	1	250
Emisor video	37	1	37
Hélice	86	4	344
Variador	35	4	155
		Total	2198
Peso Total			3326.8

Tabla 3-3 Peso total inicial

Para los ensayos se van a simular fuerzas de magnitud múltiplos de G, siendo G el peso del tetracóptero. Para ello, se aproxima el peso a 3.3Kg. Como se puede observar en el apartado 2.3.1, el peso de los drones que se asemejan más al dron que se pretende diseñar, ronda entre 2.2Kg y 2.4 Kg, sin añadir batería/s. En la Tabla 3-3 se incluye una batería de alrededor de 1Kg, reduciendo el peso del aparato a 2.33Kg. Estos datos son óptimos para el proyecto. Aún así, los futuros ensayos tendrán como objetivo disminuir el peso del tetracóptero para conseguir una estructura ligera y resistente. Para ello, en los elementos en los que haya menos esfuerzos, se podrán realizar cambios de diseño.

4 PRUEBAS DE VALIDACION. RESULTADOS

4.1 Ensayos

En este apartado se realizarán los ensayos al diseño inicial de la estructura. Para ello se supone un peso aproximado de 3.3 Kg total del tetracóptero. El objetivo de estos ensayos es la disminución del peso del mismo, basándonos en la reducción de material de los componentes del dron que no sufran un esfuerzo importante. Esta disminución de peso solo se puede realizar en la estructura del dron y no en los elementos del hardware, los cuales son perennes.

El material que se usará en cada elemento es el siguiente:

- Aluminio 6061 (metal): Brazos, plancha superior, plancha inferior y pieza en forma de U.
- ABS (plástico): Soporte del motor.
- Acero (metal): Tubos roscados.

Los datos relevantes para estos ensayos serán; la resistencia máxima a tracción y el límite elástico de cada material. Los datos más relevantes son del aluminio y del acero puesto que sus elementos son los que sufren mayor esfuerzo en los ensayos. Estos datos aparecen en la Tabla 4-1:

	Resistencia máxima a la tracción (MPa)	Límite elástico (MPa)
Aluminio 6061	275.95	241.70
ABS	55.2	51
Acero	276	137.90

Tabla 4-1 Propiedad de los materiales

4.1.1 Ensayo 1

En este ensayo, se simula un accidente del tetracóptero en el que es golpeado en uno de los brazos con una fuerza 7.5 veces G en la dirección del mismo. Para el cálculo FEM, se realiza un mallado tetraédrico 3D, Cetra (10), con un tamaño de elemento de 2mm, con método de nodo medio

mixto y max-jacobiano 10. Se aplica una fuerza en el soporte motor de 225N como aparece en la Figura 4-1. Se fija la plancha base inferior.

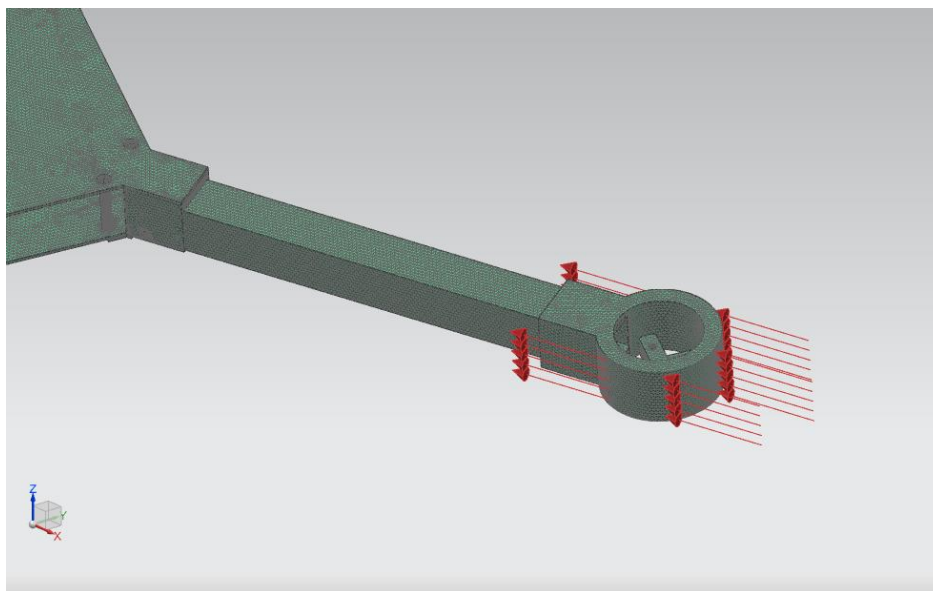


Figura 4-1 Fuerza 7.5G paralela al brazo

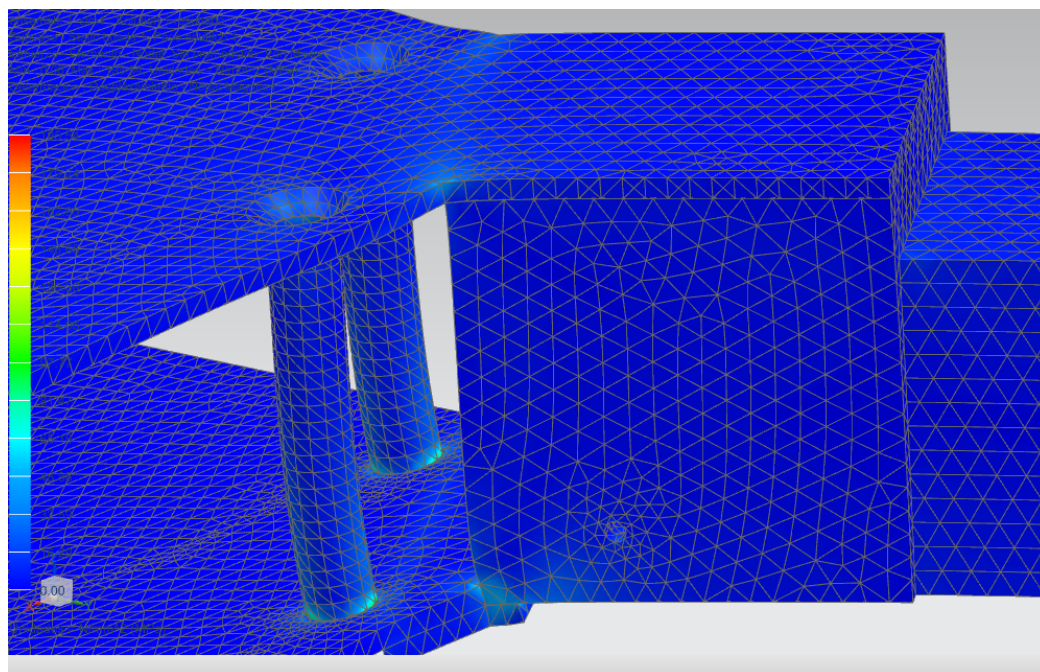


Figura 4-2 Esfuerzo Von Mises

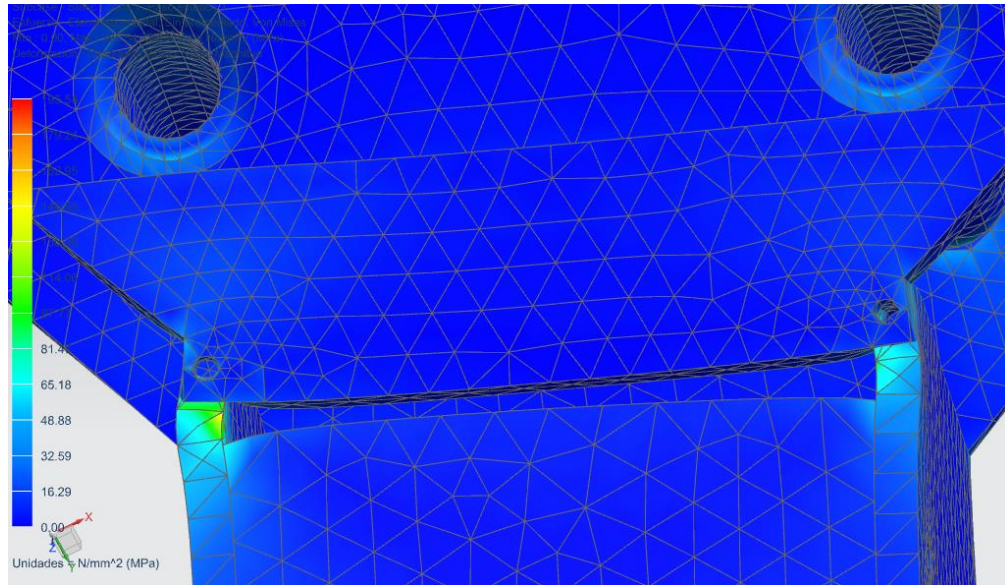


Figura 4-3 Esfuerzo Von Mises, Vista Inferior

Max: 195.54 MPa

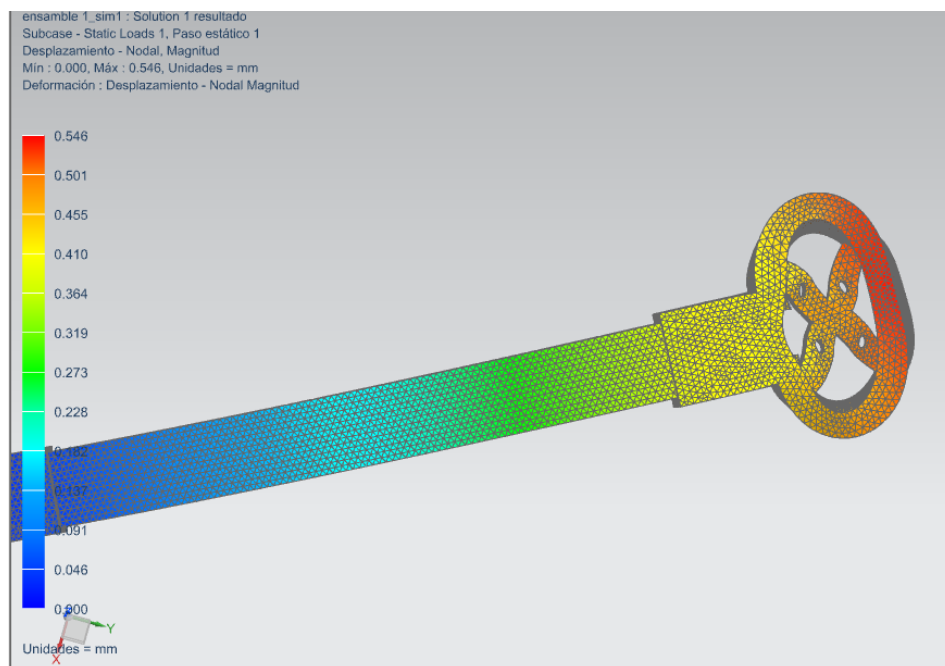


Figura 4-4 Desplazamiento

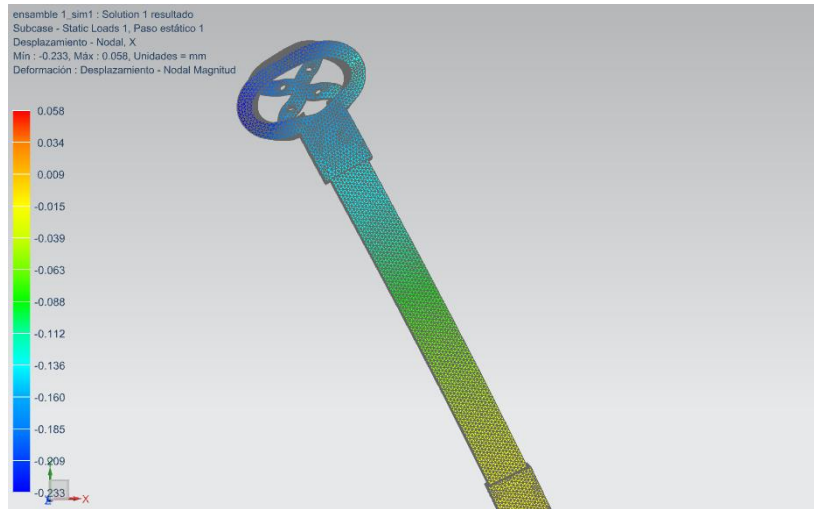


Figura 4-5 Desplazamiento en Eje X

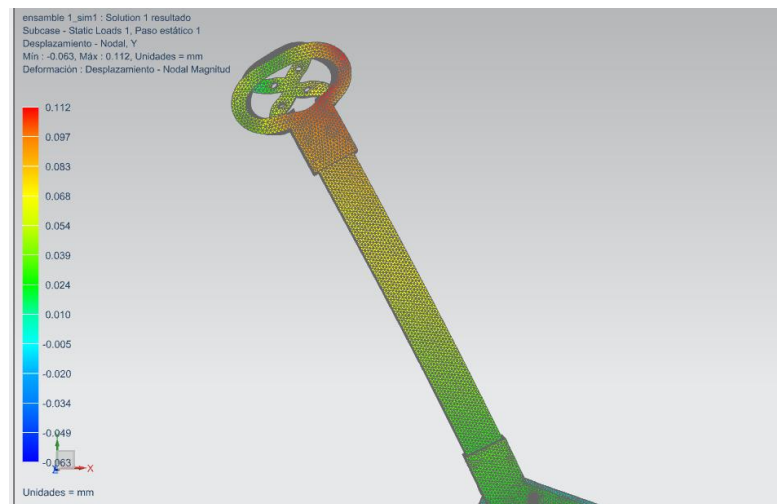


Figura 4-6 Desplazamiento en Eje Y

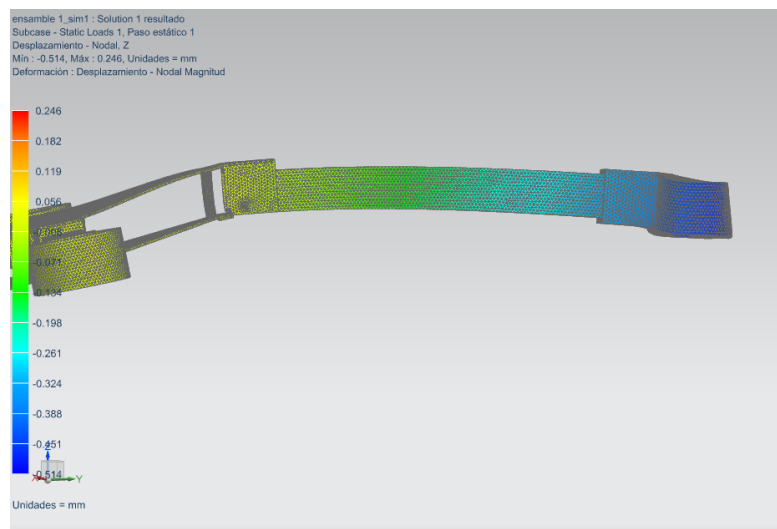


Figura 4-7 Desplazamiento en Eje Z

Los resultados del ensayo son satisfactorios. El esfuerzo de Von Mises máximo soportado es de 195.54 MPa y el desplazamiento máximo es de 0.546mm. Los elementos que más sufren de la estructura son la pieza en U y la plancha base en su unión. Sin embargo, no llegan a alcanzar el valor de la resistencia máxima a la tracción del material (275.95MPa), lo que supone que la estructura no romperá. Los desplazamientos en la punta del brazo se ven muy afectados por la deformación que sufre el soporte del motor, por lo que el de la estructura es aún menor. No se ha tenido en cuenta la rigidez del motor que reforzaría esta parte por simplicidad y resultar más exigente así.

4.1.2 Ensayo 2

En este ensayo, se simula un accidente del tetracóptero en el que cae al suelo golpeándolo en uno de los brazos con una fuerza 7.5 veces G en la dirección horizontal perpendicular al mismo. Para el cálculo FEM, se realiza un mallado tetraédrico 3D, Cetra (10), con un tamaño de elemento de 2mm, con método de nodo medio mixto y max-jacobiano 10. Se aplica una fuerza en el soporte motor de 225N como aparece en la Figura 4-8. Se fija la plancha base inferior.

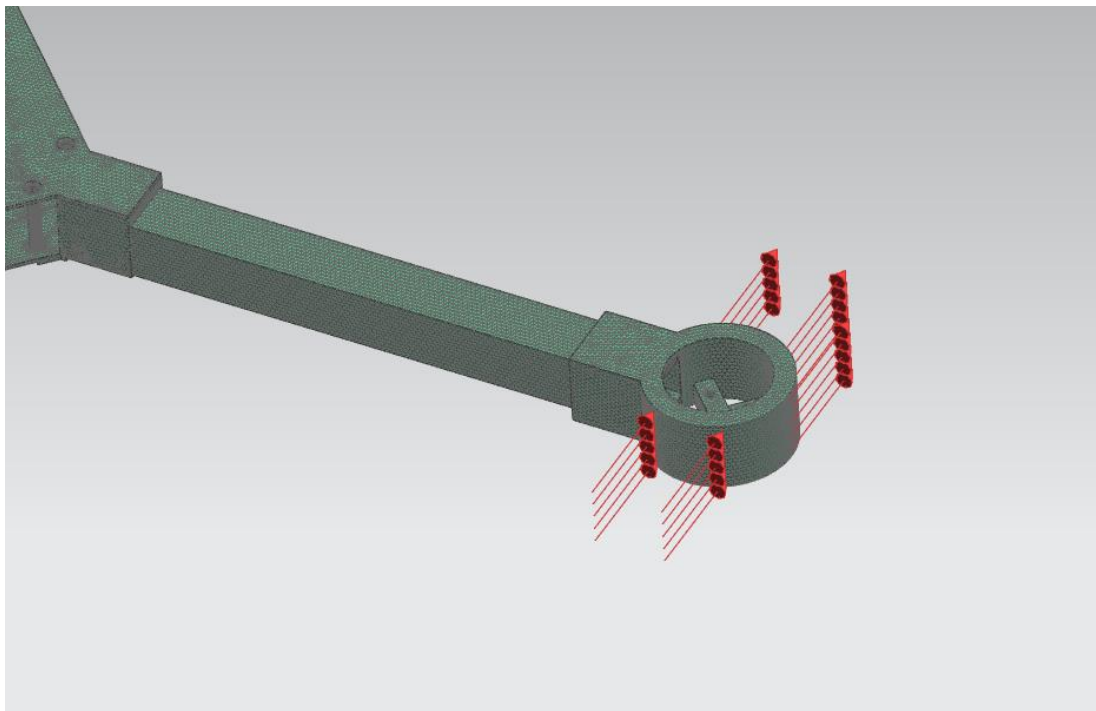


Figura 4-8 Fuerza 7.5G, horizontal, perpendicular al brazo

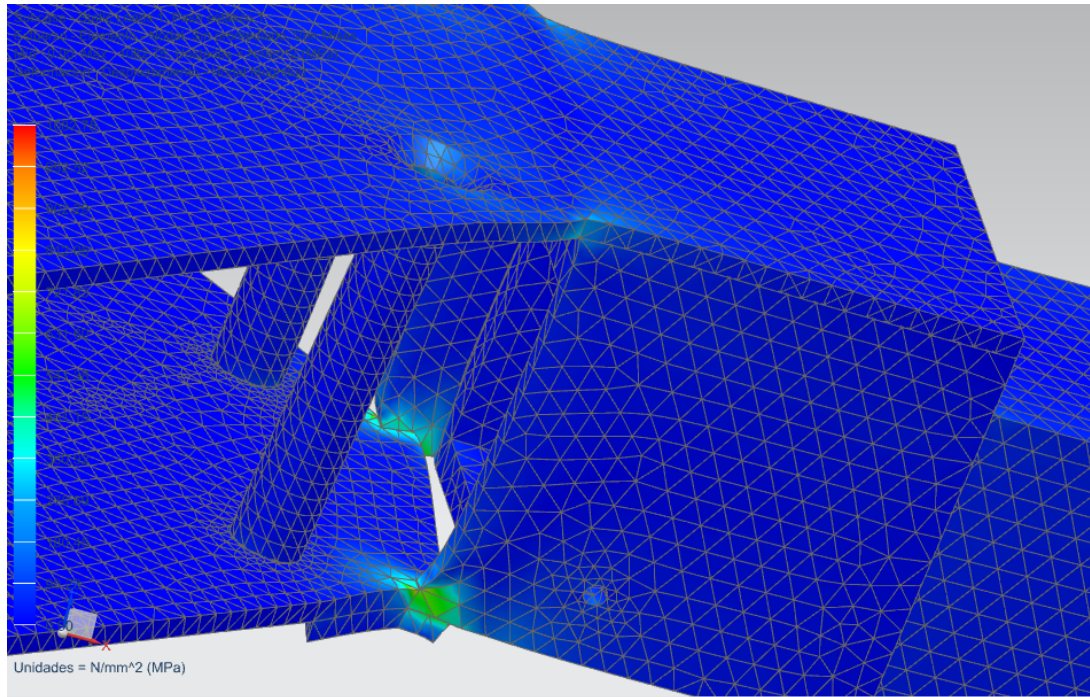


Figura 4-9 Esfuerzo Von Mises

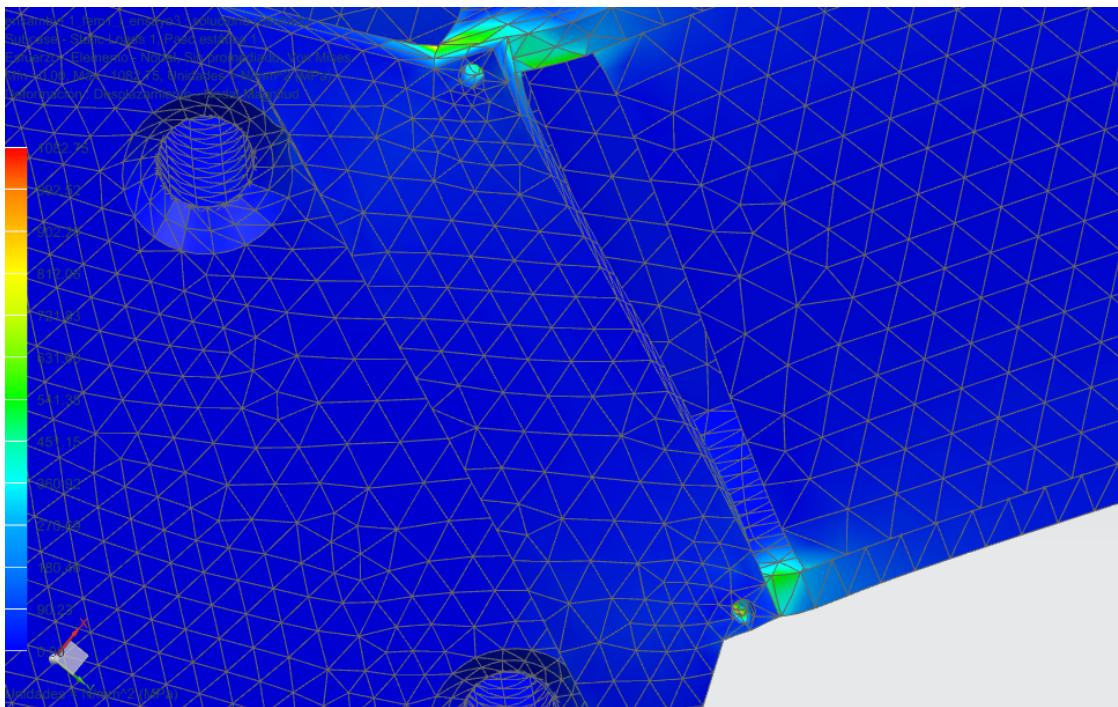


Figura 4-10 Esfuerzo Von Mises, Vista inferior

1082.75 MPa máximo en los agujeros de 1mm.

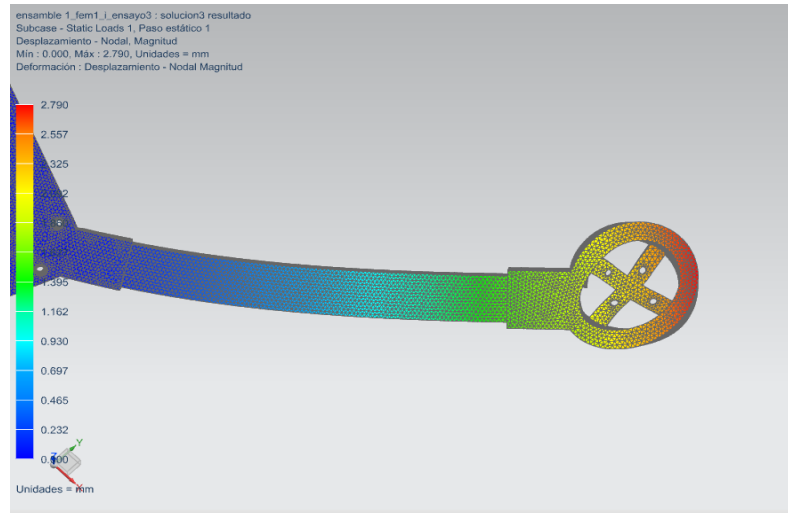


Figura 4-11 Desplazamiento

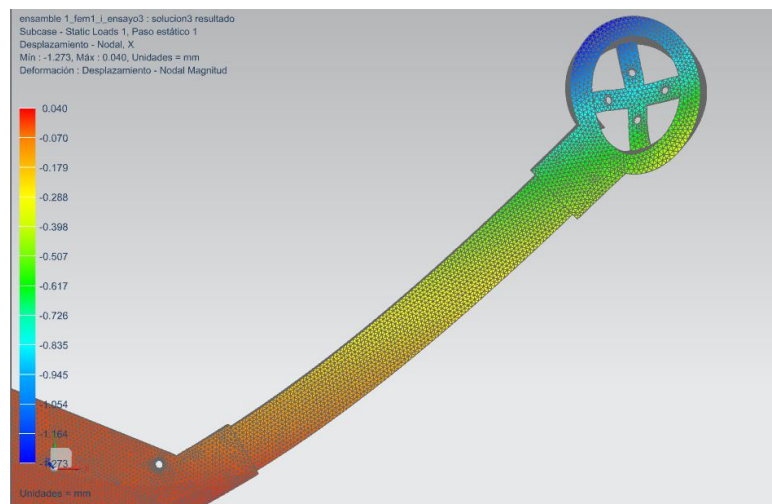


Figura 4-12 Desplazamiento en Eje X

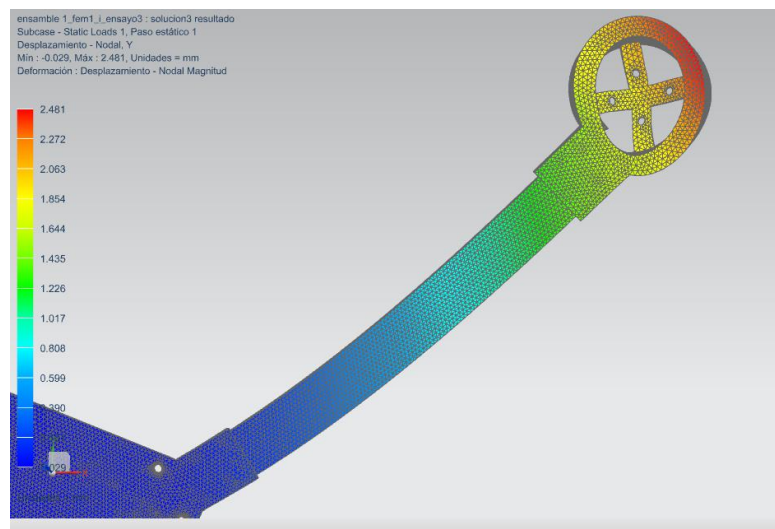


Figura 4-13 Desplazamiento en Eje Y

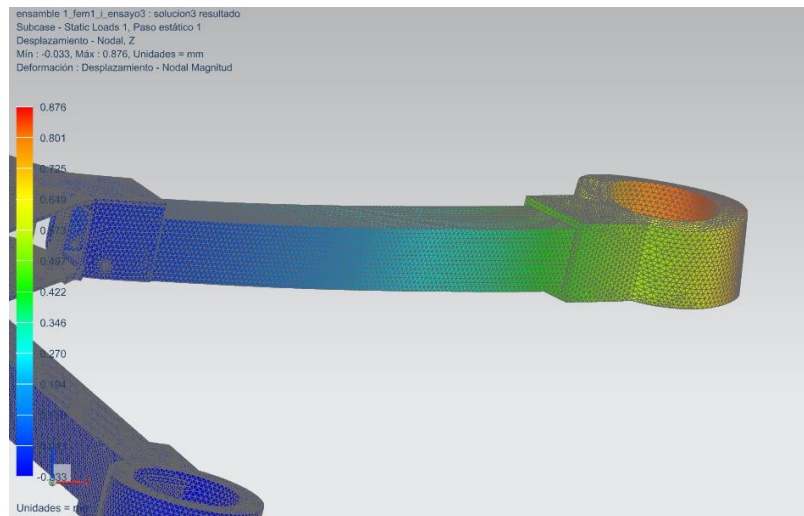


Figura 4-14 Desplazamiento en Eje Z

En este ensayo los resultados no son satisfactorios. Con una fuerza de 7.5G horizontal, perpendicular al brazo aplicada en el soporte motor, el valor máximo del esfuerzo de Von Mises es de 1082.75 MPa. Un valor muy por encima de la resistencia máxima a la tracción del Aluminio 6061 (275.95MPa). Este esfuerzo es sufrido de nuevo en el mismo lugar que en el ensayo 2. El desplazamiento máximo es de 2.79mm como aparece en la Figura 4-11. Es necesario realizar cambios en el diseño para disminuir el esfuerzo de Von Mises.

4.1.3 Ensayo 3

En este ensayo, se simula un accidente del tetracóptero en el que cae al suelo golpeándolo en uno de los brazos con una fuerza 7.5 veces G en la dirección vertical hacia arriba, perpendicular al mismo. Para el cálculo FEM, se realiza un mallado tetraédrico 3D, Cetra (10), con un tamaño de elemento de 2mm, con método de nodo medio mixto y max-jacobiano 10. Se aplica una fuerza en el soporte motor de 225N como aparece en la Figura 4-15. Se fija la plancha base inferior.

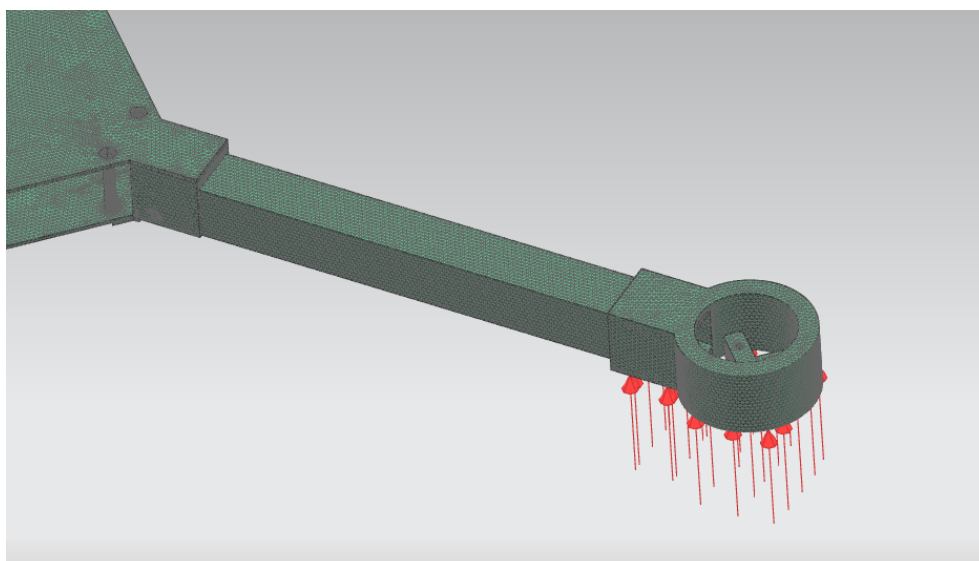


Figura 4-15 Fuerza 7.5G vertical perpendicular al brazo

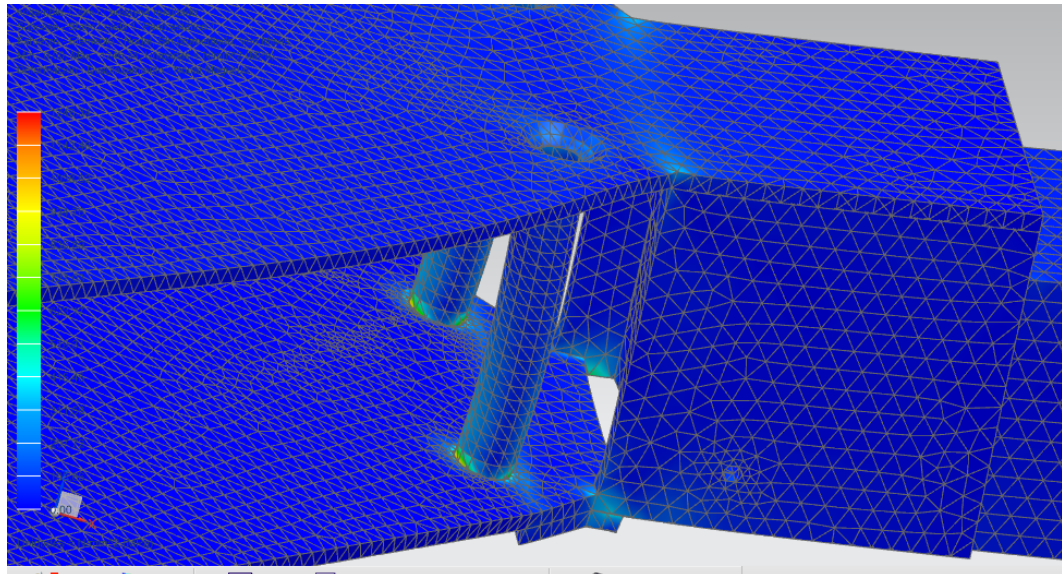


Figura 4-16 Esfuerzo Von Mises

Máximo valor: 1246.34 MPa

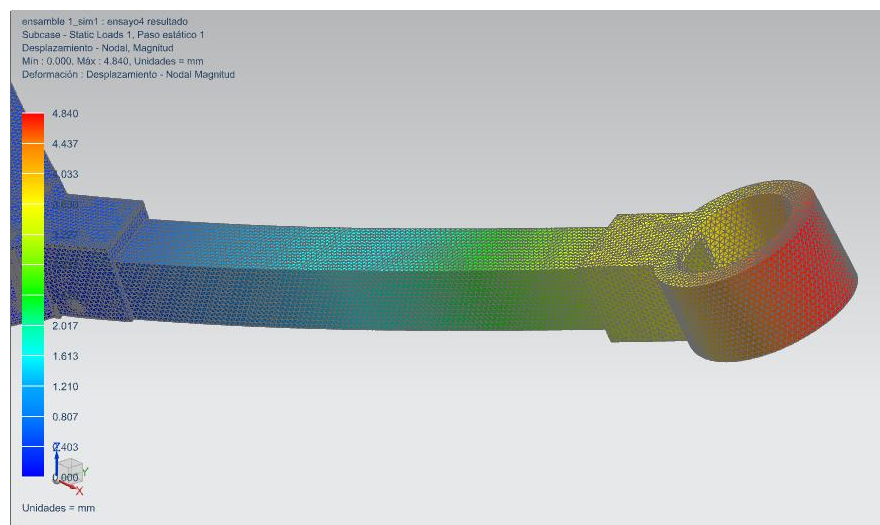


Figura 4-17 Desplazamiento

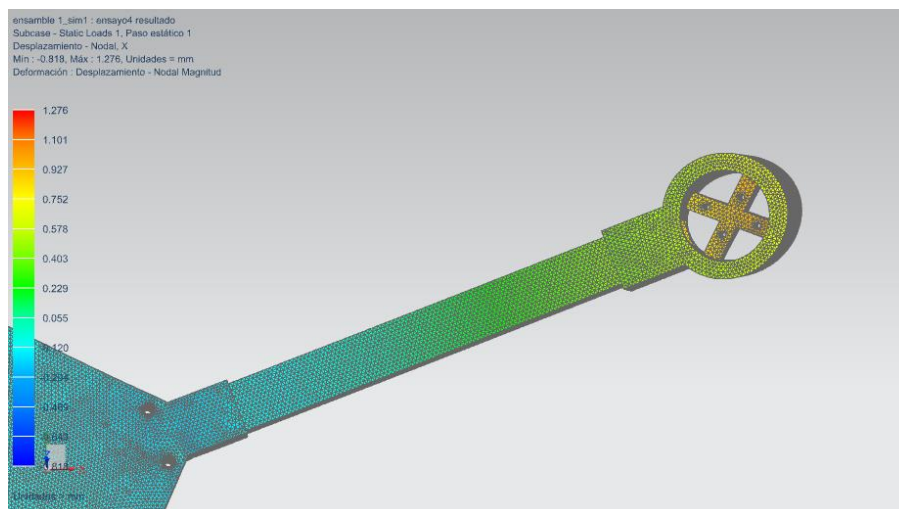


Figura 4-18 Desplazamiento Eje X

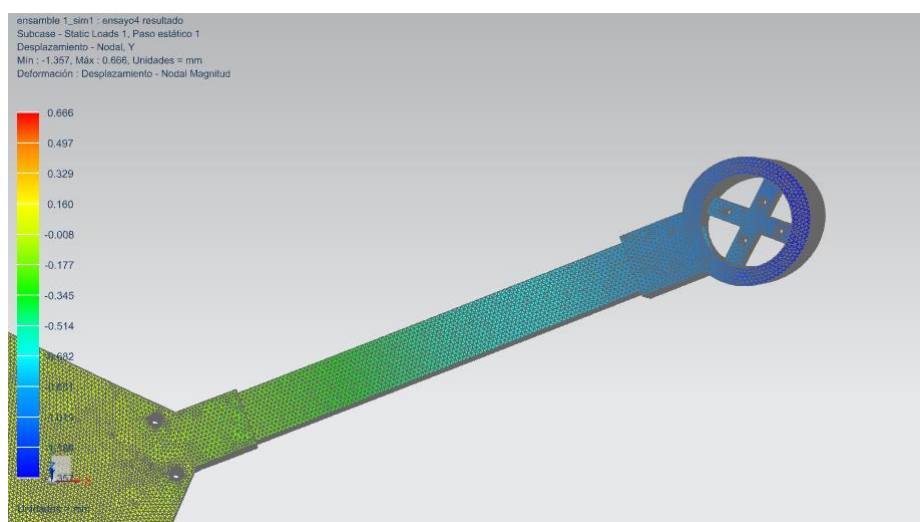


Figura 4-19 Desplazamiento Eje Y

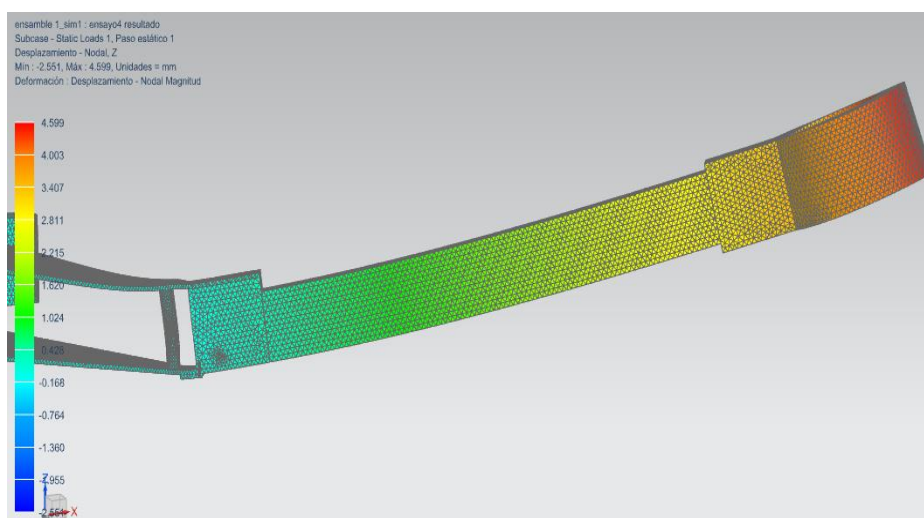


Figura 4-20 Desplazamiento Eje Z

En este ensayo los resultados no son satisfactorios. Con una fuerza de 7.5G vertical perpendicular al brazo aplicada en el soporte motor, el valor máximo del esfuerzo de Von Mises es de 1246.34 MPa. Este esfuerzo es sufrido en los tubos de acero. Una vez más, la estructura sufre un valor muy por encima de la resistencia máxima a la tracción del material (275.95MPa). El desplazamiento máximo es de 4.84mm como aparece en la Figura 4-17. Es necesario realizar cambios en el diseño para disminuir el esfuerzo de Von Mises.

4.1.1 Ensayo 4

Debido a los valores tan elevados del esfuerzo de Von Mises máximo soportados en el ensayo 3, se ha realizado otro ensayo con una fuerza en el mismo sentido pero de magnitud 5G.

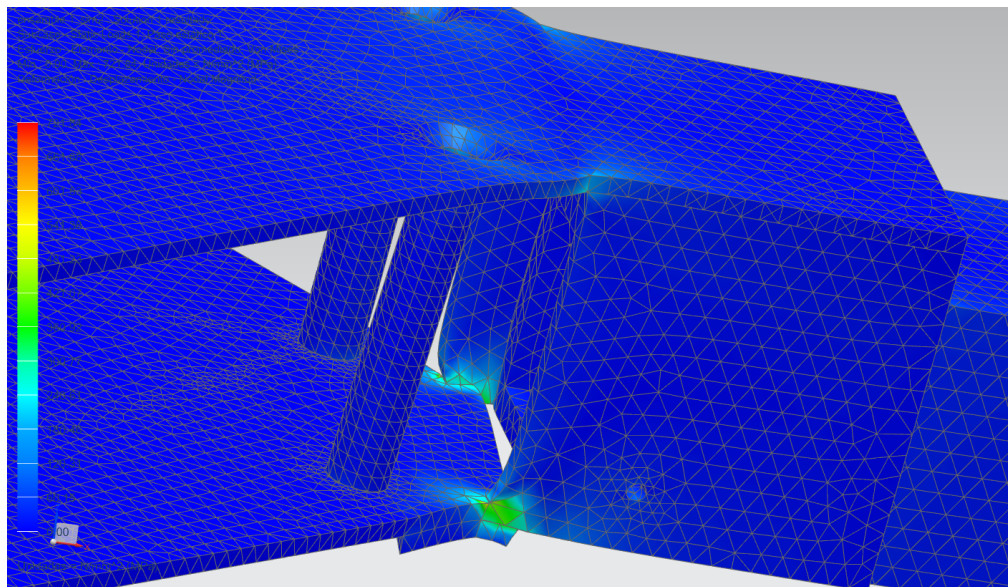


Figura 4-21 Von Mises

Valor Máx: 721.84 MPa. Sigue siendo elevado. Hay que realizar cambios en el diseño.

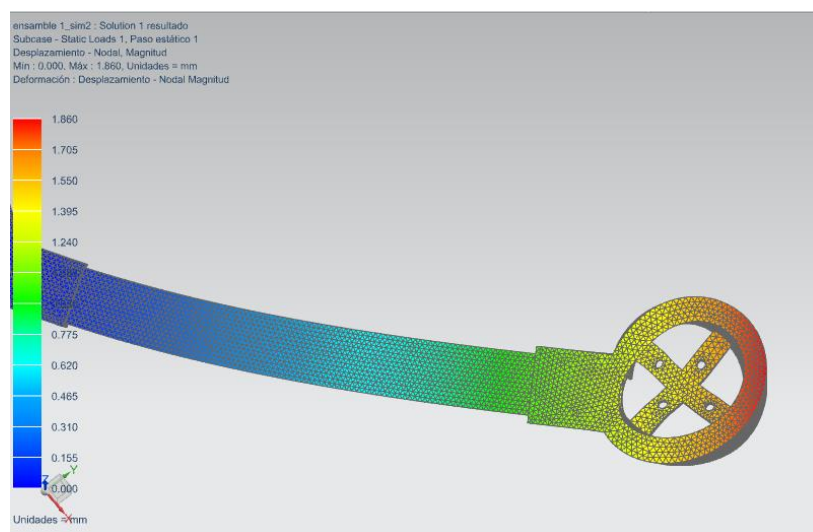


Figura 4-22 Desplazamiento

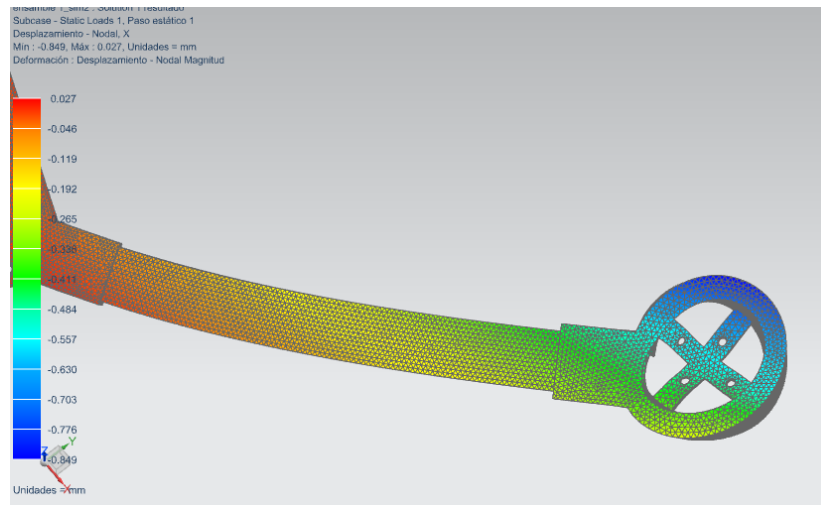


Figura 4-23 Desplazamiento Eje X

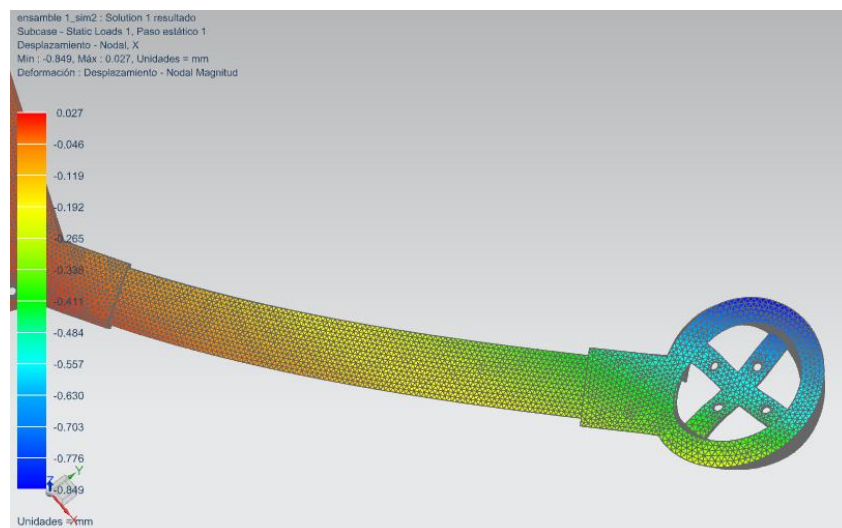


Figura 4-24 Desplazamiento Eje Y

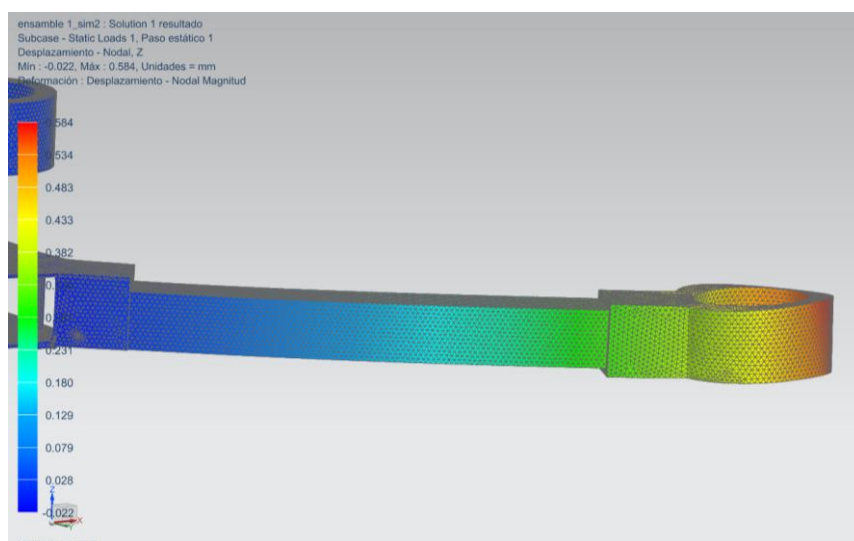


Figura 4-25 Desplazamiento Eje Z

El valor máximo de Von Mises sigue siendo elevado. Por lo tanto es necesario realizar un cambio en el diseño de la estructura con el objetivo de disminuir los esfuerzos, para evitar así la ruptura de la estructura.

4.2 Variación en el Diseño

Como se puede apreciar en los ensayos anteriores, la mayor parte de esfuerzo la recibe la pieza en U en sus agujeros de 1mm, diseñados para ser atornillada a la plancha inferior. A su vez, la plancha inferior sufre en la zona de unión de esta con la pieza en U, lugar donde también tiene los agujeros de 1mm. Además, es apreciable que las esquinas de la plancha superior sufren más de lo debido.

Por los motivos mencionados en este apartado, en el nuevo diseño se ha prescindido de los agujeros de 1mm y se ha decidido alargar la pieza en U 6.2807mm (Figura 4-27). De esta forma, la pieza en U a parte de ser atornillada con la plancha superior, queda apoyada en la plancha inferior en un área mayor que en el diseño inicial. Así, se consigue que el esfuerzo se disperse, para disminuirlo.

Además, se ha terminado de desarrollar el sistema de plegado de los brazos de la estructura. Estos cambios no se plasmarán en los siguientes ensayos por facilitar el proceso de mallado y disminuir el tiempo de los mismos, ya que no afecta al resultado de los ensayos.

Sin olvidarse del objetivo del diseño, el cual trata de disminuir el peso del diseño inicial, y observando que los brazos y la plancha superior e inferior no sufren apenas esfuerzos, se han realizado las siguientes modificaciones en los mismos:

- En la plancha superior se han redondeado las esquinas, las cuales sufrían un esfuerzo de 415 MPa con un radio de 8mm. También se ha reducido su peso sustrayendo 4 triángulos y un círculo de 5cm de diámetro (Figura 4-30).
- En la plancha inferior se han sustraído 4 formas de 10mm de ancho y 60 de largo, con los finales redondeados con un radio de 5mm (Figura 4-32).
- En el brazo se ha disminuido el grosor del tubo rectangular de 2.5mm a 1mm (Figura 4-26).

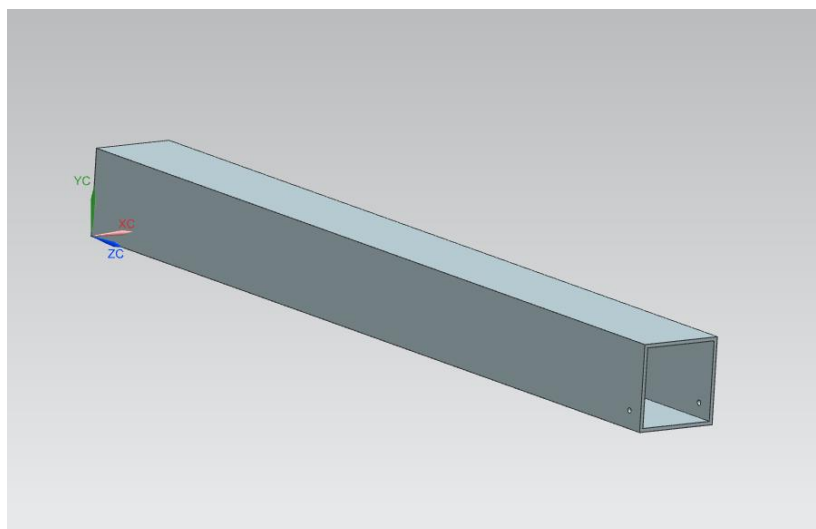


Figura 4-26 Segundo Diseño Brazo

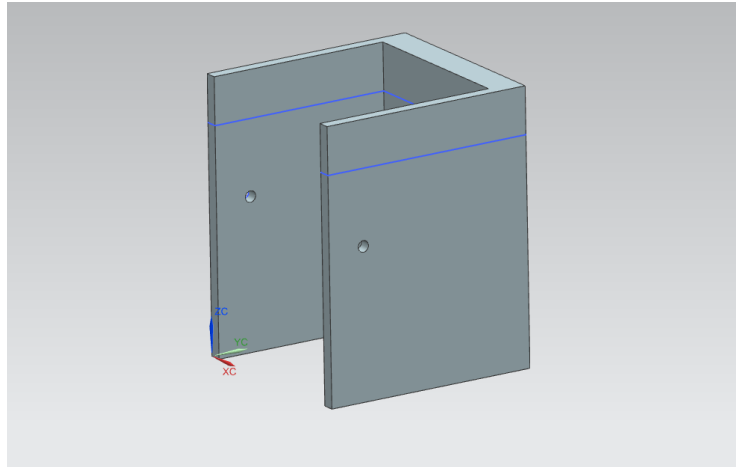


Figura 4-27 Segundo Diseño Pieza en U

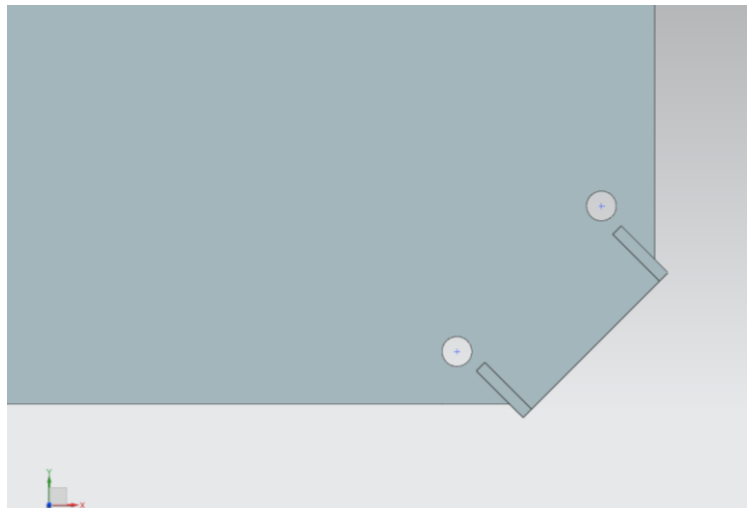


Figura 4-28 Segundo Diseño Plancha inferior

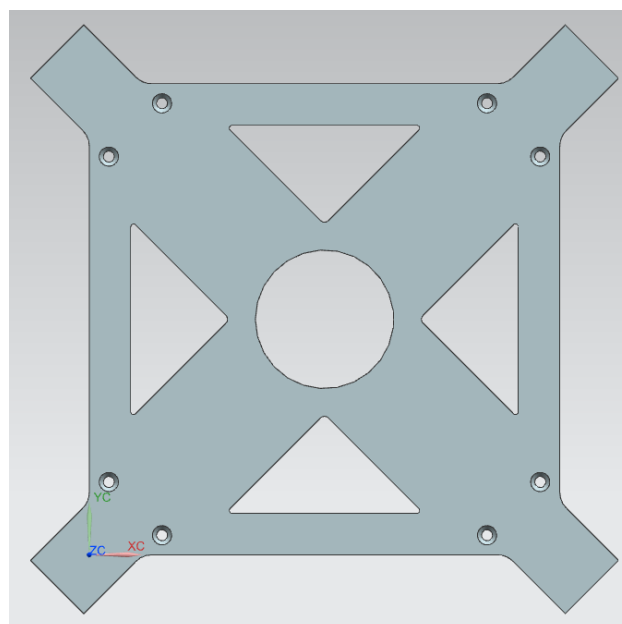


Figura 4-29 Segundo Diseño Plancha Superior

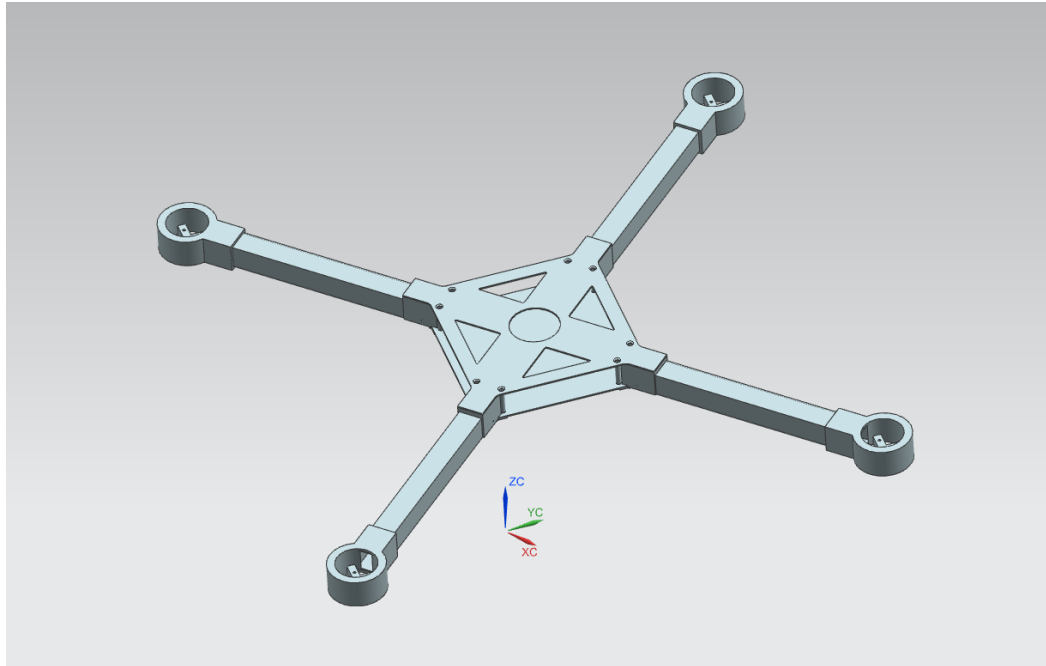


Figura 4-30 Segundo diseño

4.2.1 Sistema de plegado de brazos

Este sistema funciona de forma parecida a los anclajes de correas metálicas de relojes.



Figura 4-31 Correa Reloj

Las dos piezas que forman este sistema de plegado son el brazo y la pieza en forma de U. En la pieza brazo, se han añadido dos semiesferas de 0,5mm de radio, colocadas en dos de sus caras externas, como viene reflejado en la Figura 4-32. A su vez, en la pieza en U se les han practicado dos agujeros separados, 7 y 13mm respectivamente, del eje de giro del brazo y 90 grados dos a dos, tal y como aparece en la Figura 4-33. Estos agujeros permitirán a las semiesferas fijarse en dos posiciones, plegado y desplegado.

De esta manera, al realizar el plegado o desplegado de los brazos, las semiesferas se desalojarán de sus agujeros (posición “cómoda”) y en el recorrido de una posición a otra, realizarán presión sobre las caras internas de la pieza en U, hasta finalmente llegar a los siguientes agujeros (siguiente posición “cómoda”), en la que quedará fijada.

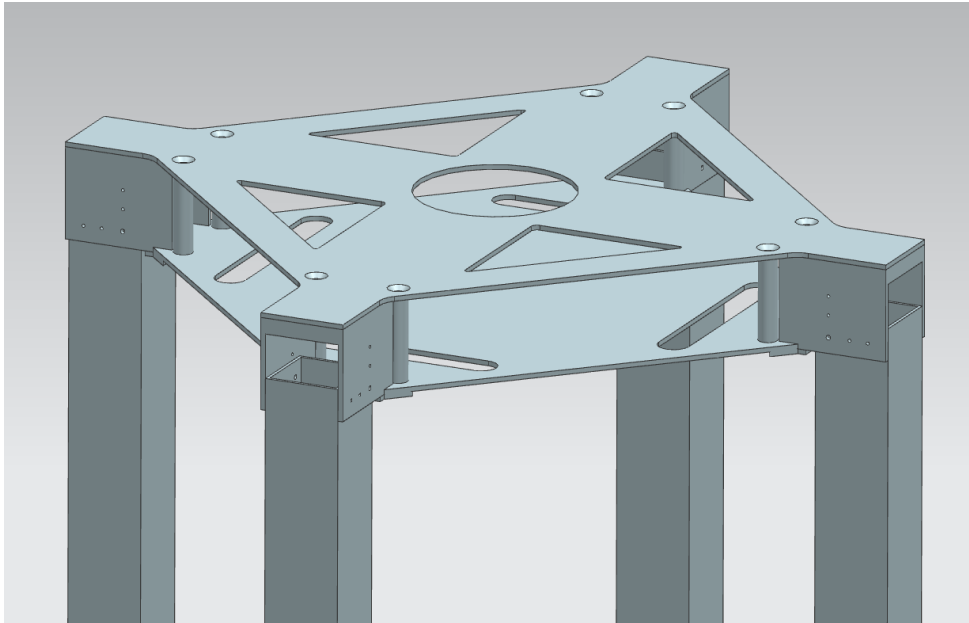


Figura 4-32 Plegado de brazos

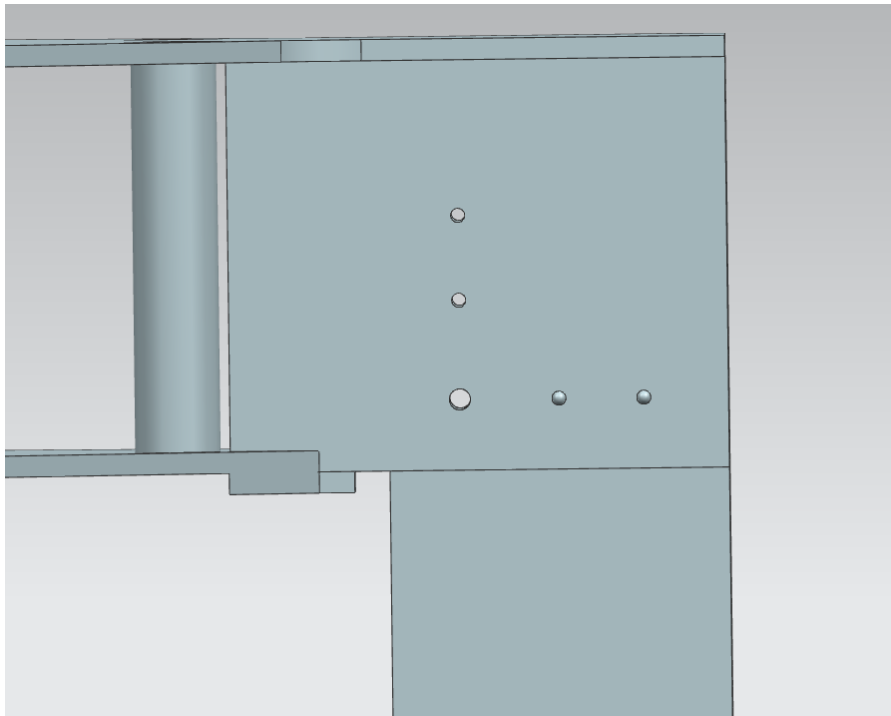


Figura 4-33 Pieza en U y brazo plegado

Puede aparentar complicado y costoso mecanizar los brazos con esas semiesferas en cada cara vertical de los mismos. Sin embargo, se puede facilitar el proceso fresando un área de estas caras las cuales deberán tener un grosor mayor, como mínimo el radio de las semiesferas (0,5mm). Al igual que ocurre con la chapa inferior, recurrir al fresado encarecería el producto final, pero se ha primado un resultado robusto y fiable, frente al coste.

4.2.2 Ensayos

A continuación, se van a realizar cuatro ensayos para comprobar que los cambios en el diseño inicial han sido acertados. Estos cambios deberían disminuir el esfuerzo de Von Mises en todos los ensayos. Estos ensayos seguirán la misma línea que los realizados con el diseño inicial. Se mostrarán fotos de todos los ensayos de nuevo para contrastar los resultados.

4.2.3 Ensayo1

En este ensayo se repite el ensayo 2 del apartado 4.1.2 con el segundo diseño. Se ha vuelto a realizar una fuerza de 7.5G (225N) en el sentido del brazo. La malla utilizada es la misma que en los ensayos anteriores.

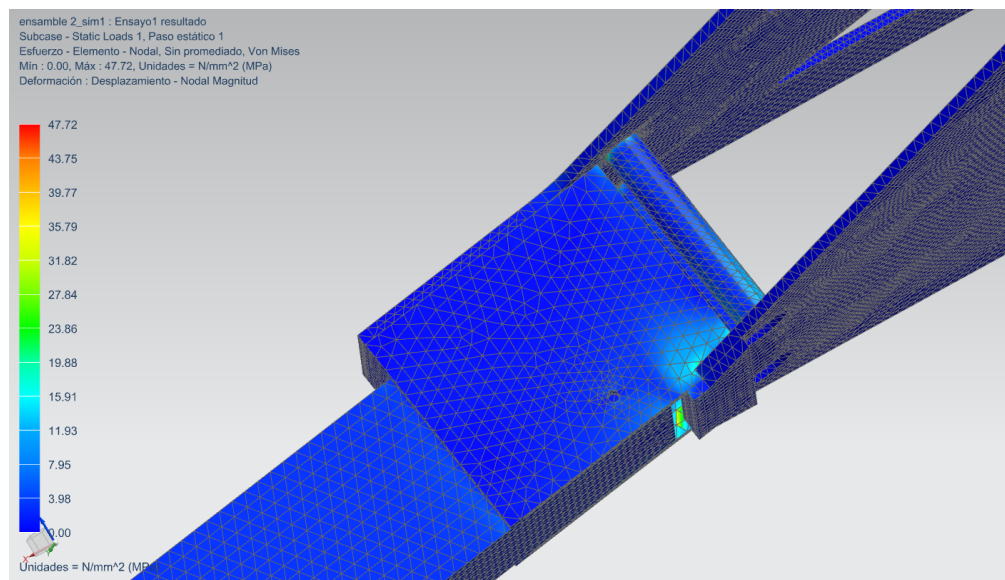


Figura 4-34 Esfuerzo Von Mises

Max: 47.72 MPa en Pieza en forma de U.

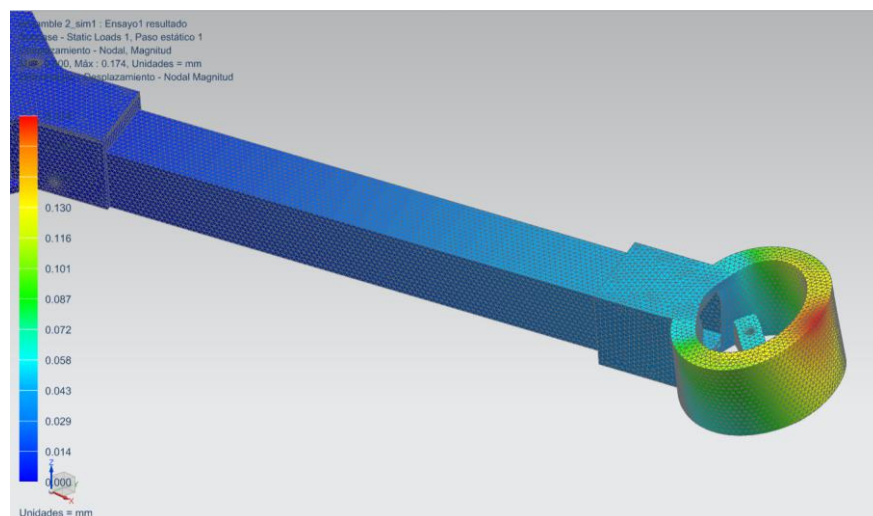


Figura 4-35 Desplazamiento

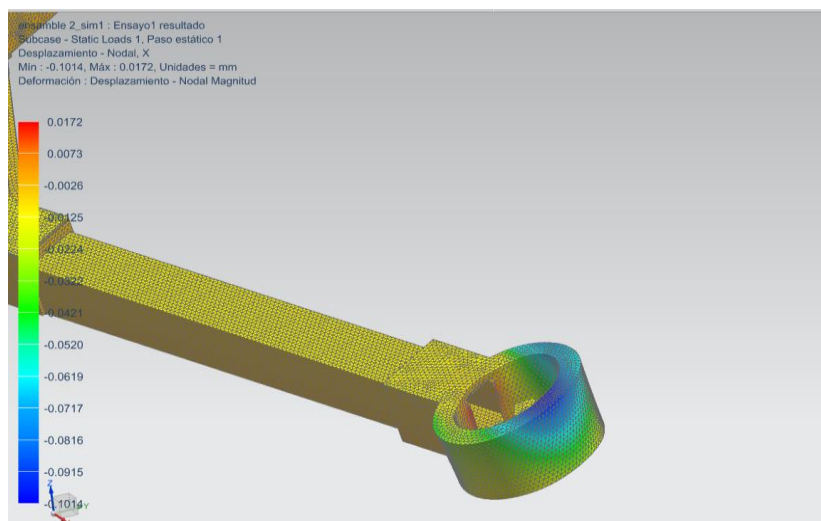


Figura 4-36 Desplazamiento Eje X

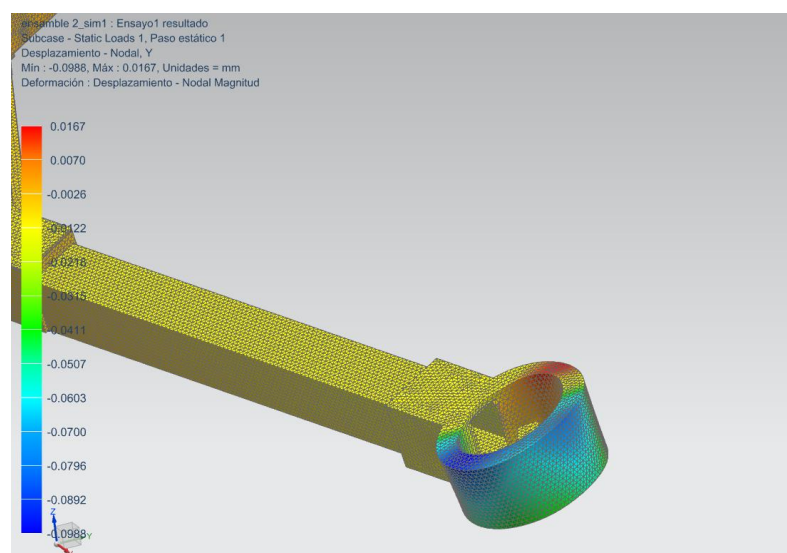


Figura 4-37 Desplazamiento Eje Y

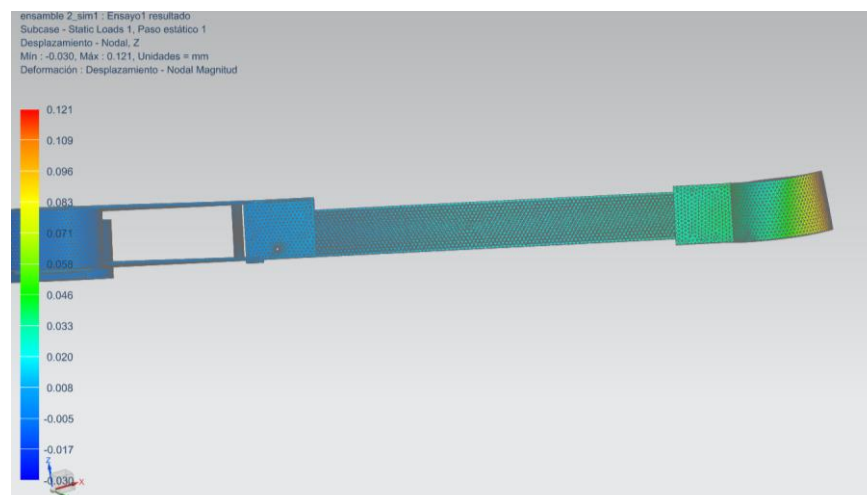


Figura 4-38 Desplazamiento Eje Z

Los resultados de este ensayo siguen siendo satisfactorios. El esfuerzo máximo de Von Mises es de 47.72 MPa. El desplazamiento máximo es de 0.174mm. El nuevo diseño ha mejorado el resultado del esfuerzo de Von Mises, pasando de 195.54 MPa a 47.72 MPa.

4.2.4 Ensayo 2

En este ensayo se realiza una fuerza de 5G (150N) horizontal, perpendicular al brazo. La fuerza es aplicada en el soporte motor al igual que en el ensayo 3 del apartado 4.1.3. La malla utilizada es la misma que en los ensayos anteriores.

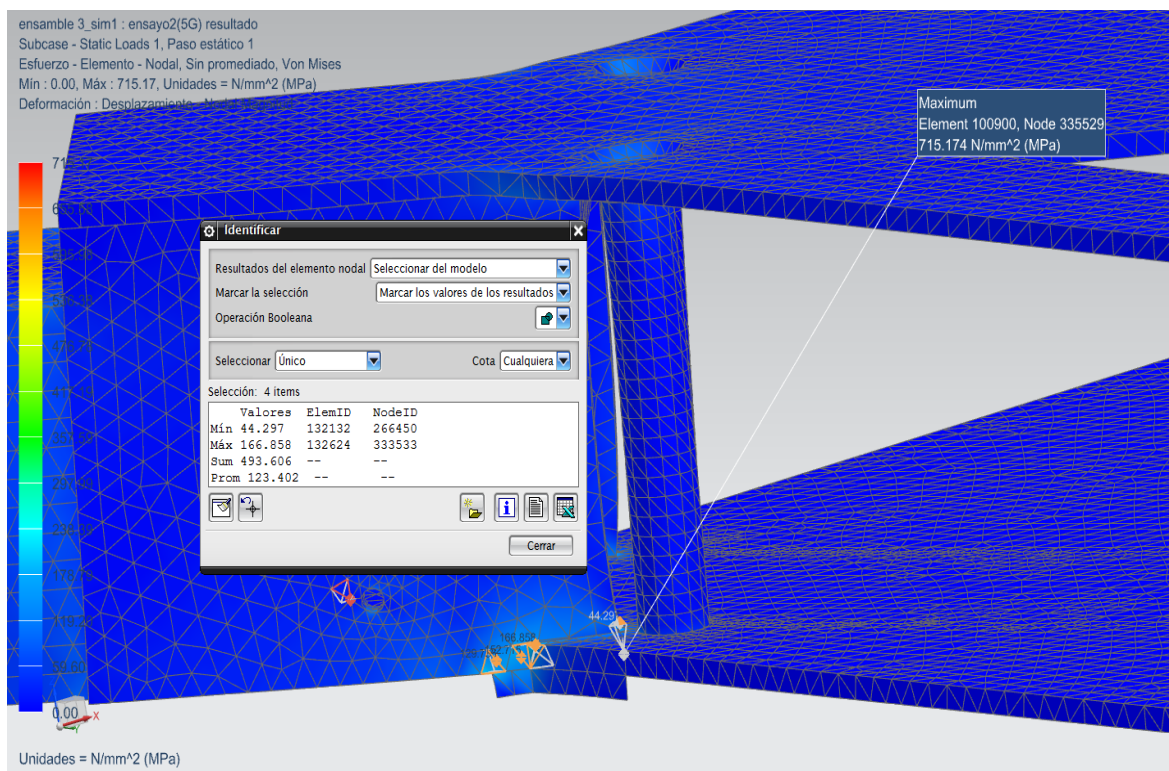


Figura 4-39 Esfuerzo Von Mises

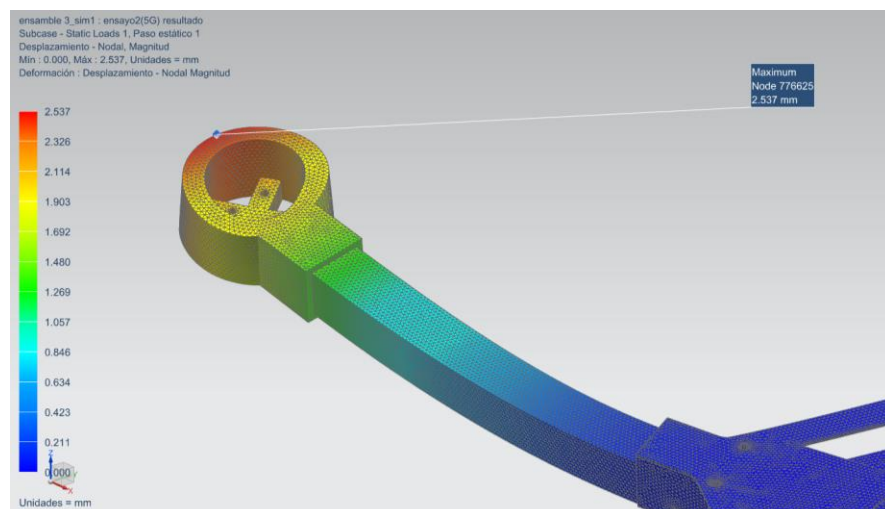


Figura 4-40 Desplazamiento

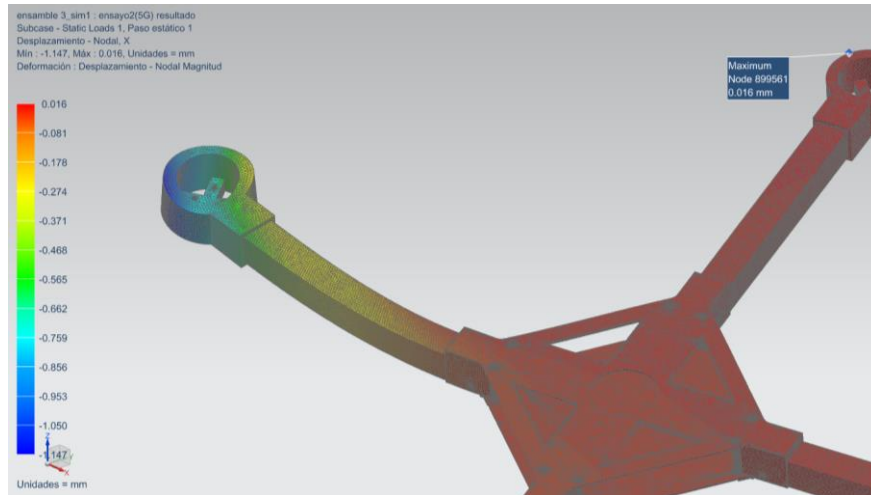


Figura 4-41 Desplazamiento en Eje X

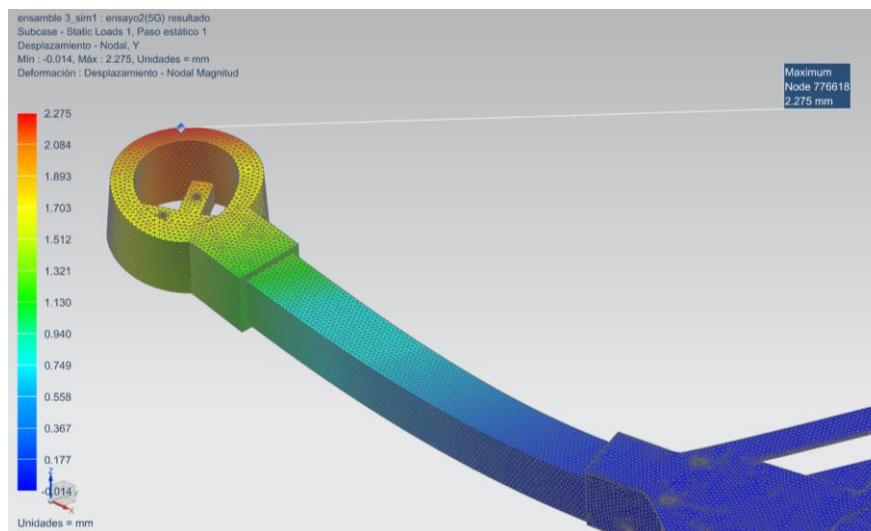


Figura 4-42 Desplazamiento en Eje Y

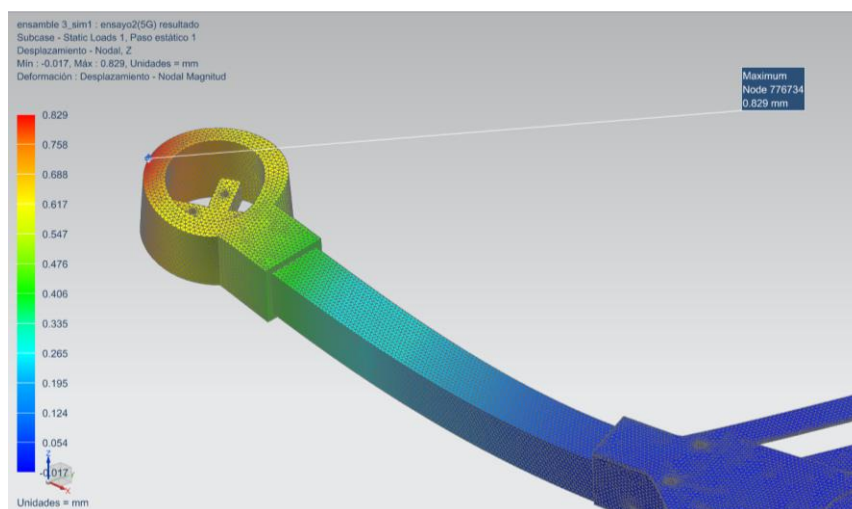


Figura 4-43 Desplazamiento en Eje Z

Los resultados de este ensayo no son del todo satisfactorios. Habiendo realizado cambios en el primer diseño, se sigue obteniendo un valor muy elevado en el esfuerzo de Von Mises máximo (715.17 MPa). Este esfuerzo es obtenido en un nodo de la malla según la Figura 4-39, el cual coincide con el contacto de dos superficies. Este contacto consiste en la unión de la superficie vertical de la pieza en U con la de la ranura de la plancha inferior, diseñada para encajar esta. Sin embargo, este esfuerzo es muy localizado. Se puede observar en la Figura 4-39 que la media del esfuerzo de Von Mises de la zona más afectada es de 123.4 MPa. Dicho valor es menor que el valor de la resistencia máxima a la tracción del Aluminio 6061 (275.95MPa), lo que supone que la estructura soportará dicho esfuerzo.

En el programa Siemens NX, los diseños son muy concretos y no siempre correctos. Por tanto, los contactos entre superficies y entre aristas son realizadas a la perfección, la cual no es posible obtenerla en el mecanizado real de la pieza. En el mecanizado real de la pieza, debido a la herramienta que se use, estas aristas no serán del todo rectas, sino algo redondas. Esto supone que el esfuerzo que soporte la arista será reducido en la realidad. Por ello, el valor obtenido en la Figura 4-39 no es del todo correcto, y se puede obviar. Por lo tanto se puede concluir que la estructura soporta una fuerza de 5G, horizontal, perpendicular al brazo aplicada en el soporte motor.

4.2.5 Ensayo 3

En este ensayo se realiza una fuerza de 5G (150N) vertical, ascendente, perpendicular a un brazo y aplicada en el soporte motor. La malla utilizada es la misma que en los ensayos anteriores. Sin embargo, se realiza un cambio en el material de la pieza en U, de las planchas superior e inferior y de los tubos roscados. Este se cambia de Aluminio 6061 a **Aluminio 2014 t6**, el cual tiene un **límite elástico de 370 MPa** y una **resistencia máxima a la tracción de 415 MPa** (valores más elevados que los anteriores) [25]. Además, este ensayo se realiza sobre un cambio en el diseño de la plancha inferior, al cual se le han realizado unas oquedades para disminuir su peso.

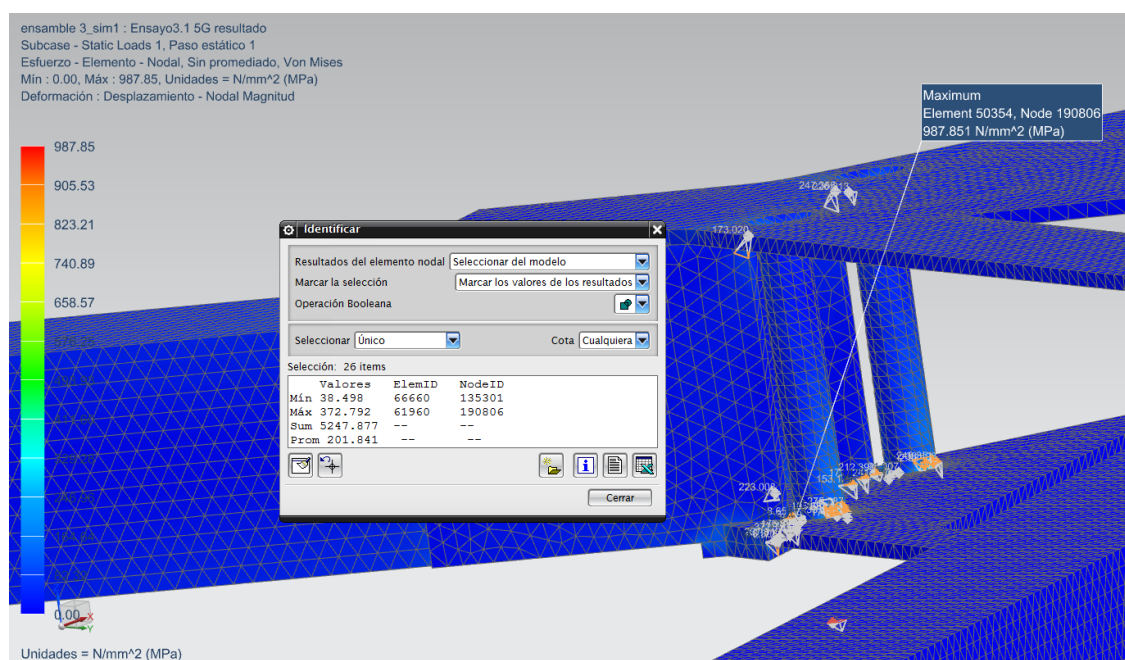


Figura 4-44 Esfuerzo Von Mises

Los resultados de los desplazamientos para este ensayo se realizan a **escala 1:1**, para dar más seguridad al lector.

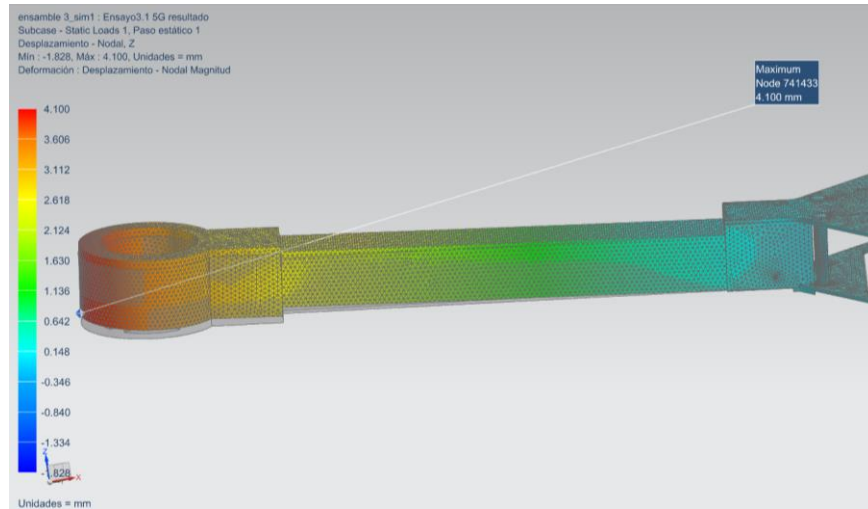


Figura 4-45 Desplazamiento

En esta imagen se puede apreciar en escala real el desplazamiento del brazo tras ser aplicada la fuerza en el soporte motor.

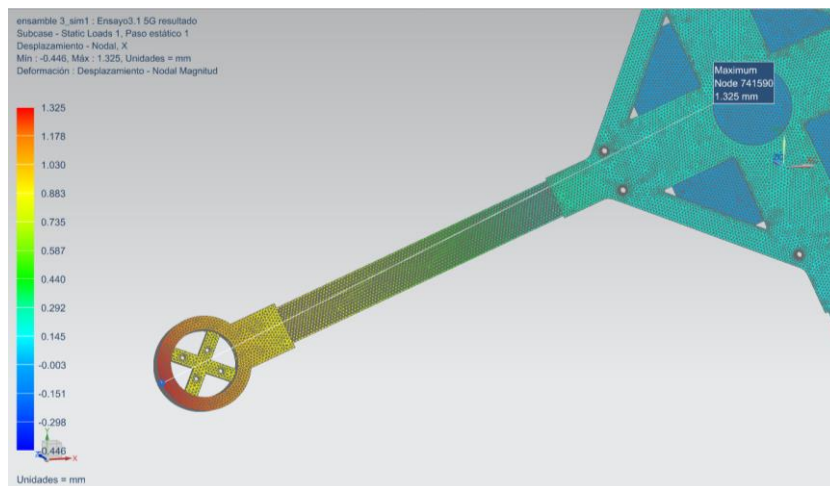


Figura 4-46 Desplazamiento Eje X

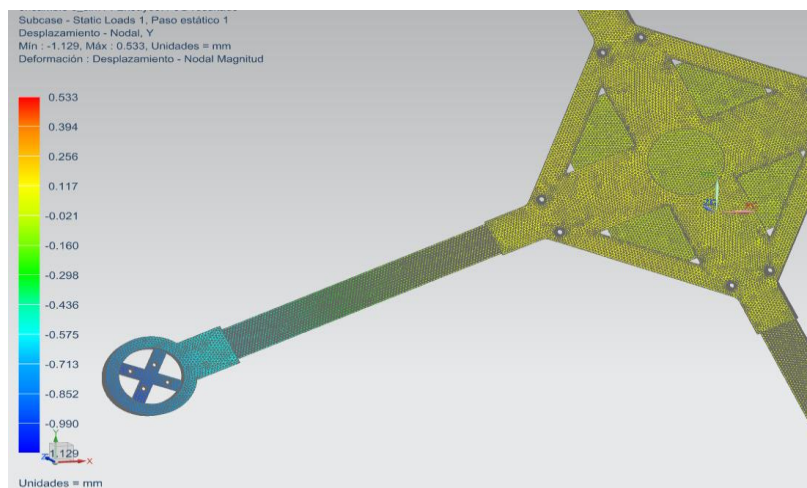


Figura 4-47 Desplazamiento Eje Y

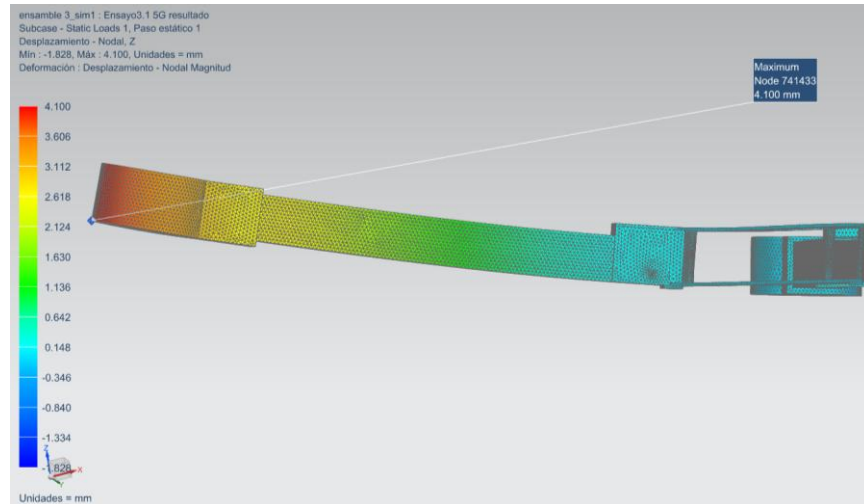


Figura 4-48 Desplazamiento Eje Z

Los resultados de este último ensayo son satisfactorios. Ocurre lo mismo que en el ensayo 2 del apartado 4.2.4. Pese a obtener un valor máximo de 987.85 MPa, este solo ocurre en un nodo específico. Como se puede apreciar en la figura Figura 4-44, el valor medio obtenido de los nodos seleccionados (soportan mayores esfuerzos) es de 201.8 MPa. Este es un valor por debajo del valor de resistencia máxima a tracción del Aluminio 2014. La estructura por tanto soportaría una fuerza ascendente de 5G.

Aún así, se ha decidido aumentar el diámetro exterior del tubo roscado a 6mm para disminuir aún más el esfuerzo a soportar.

4.2.6 Ensayo 4

En este ensayo se aplica una fuerza de 10G (300N), perpendicular a la plancha inferior. En él se simula un golpe brusco sufrido por la cámara termográfica. El diámetro exterior de los tubos roscados es de 6mm. La malla utilizada en el ensayo es la misma que en los ensayos anteriores. Los materiales de los elementos se mantienen igual que en el Ensayo 3 del apartado 4.2.5.

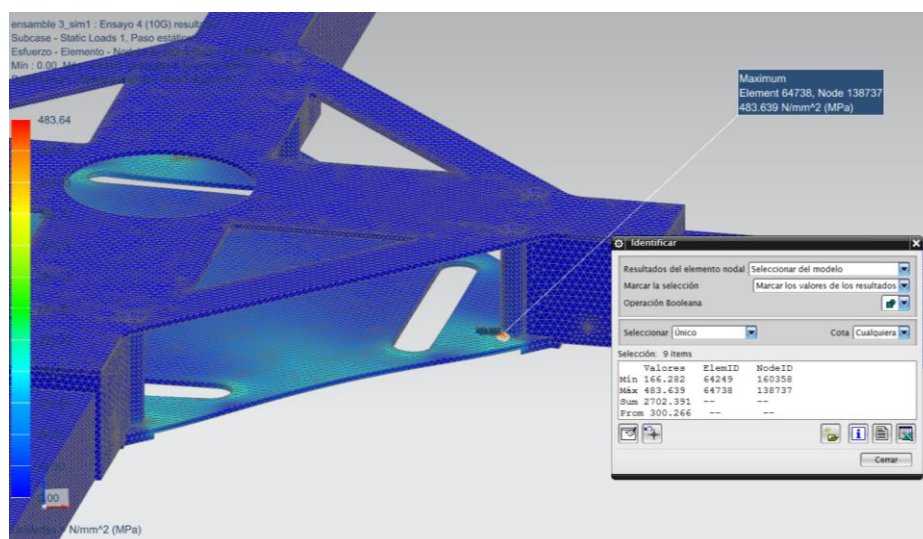


Figura 4-49 Esfuerzo Von Mises

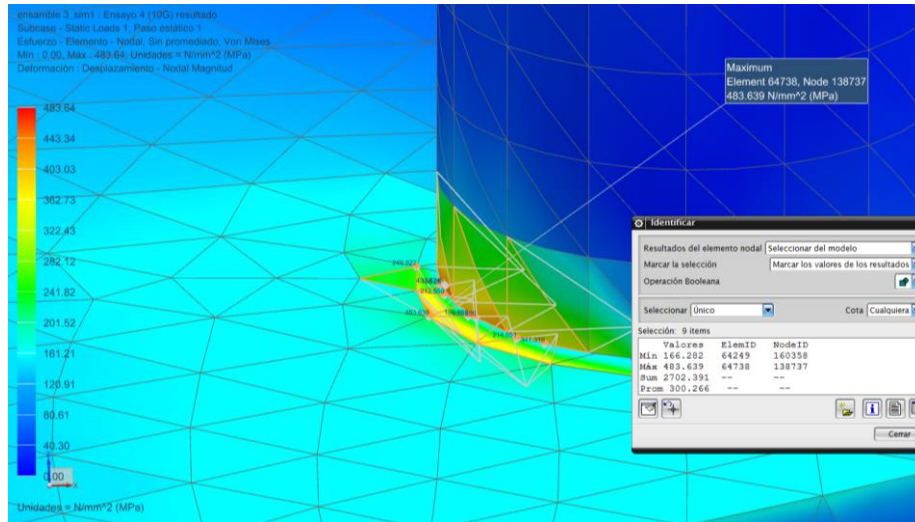


Figura 4-50 Media de Esfuerzo Von Mises

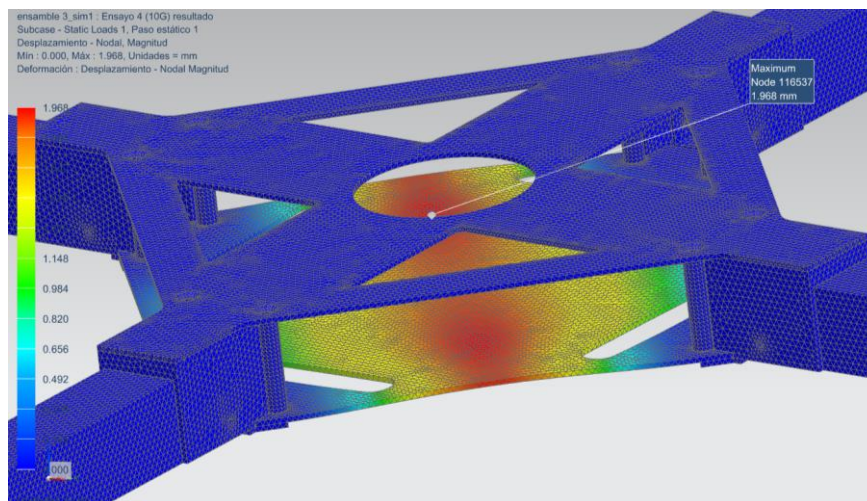


Figura 4-51 Desplazamiento

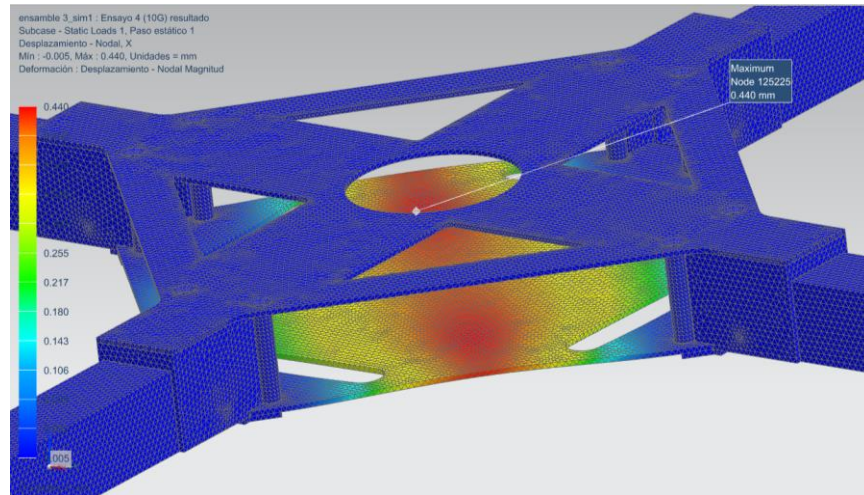


Figura 4-52 Desplazamiento Eje X

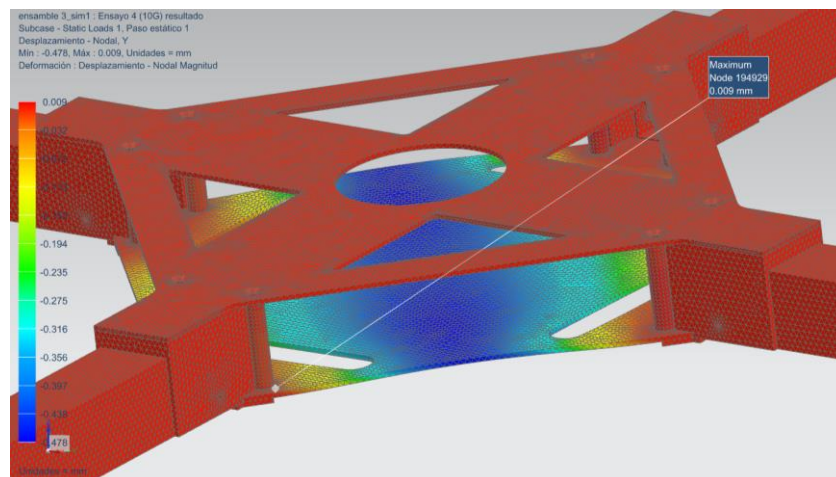


Figura 4-53 Desplazamiento Eje Y

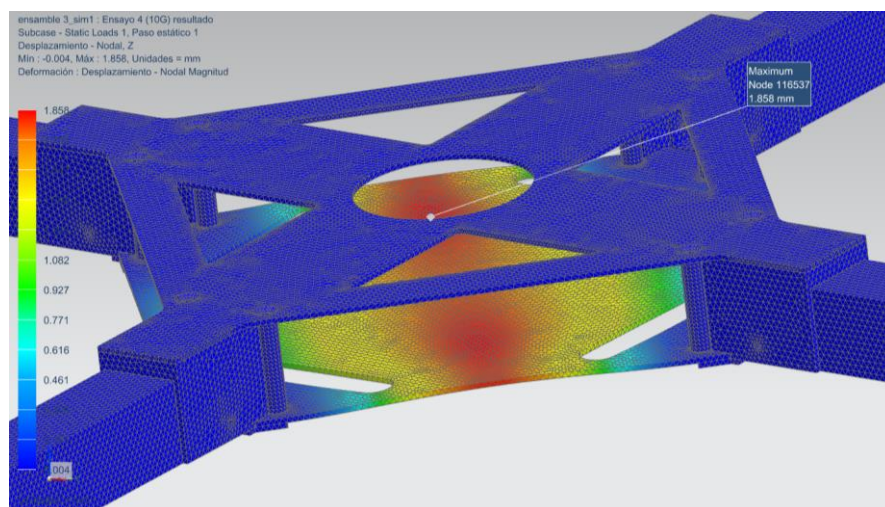


Figura 4-54 Desplazamiento Eje Z

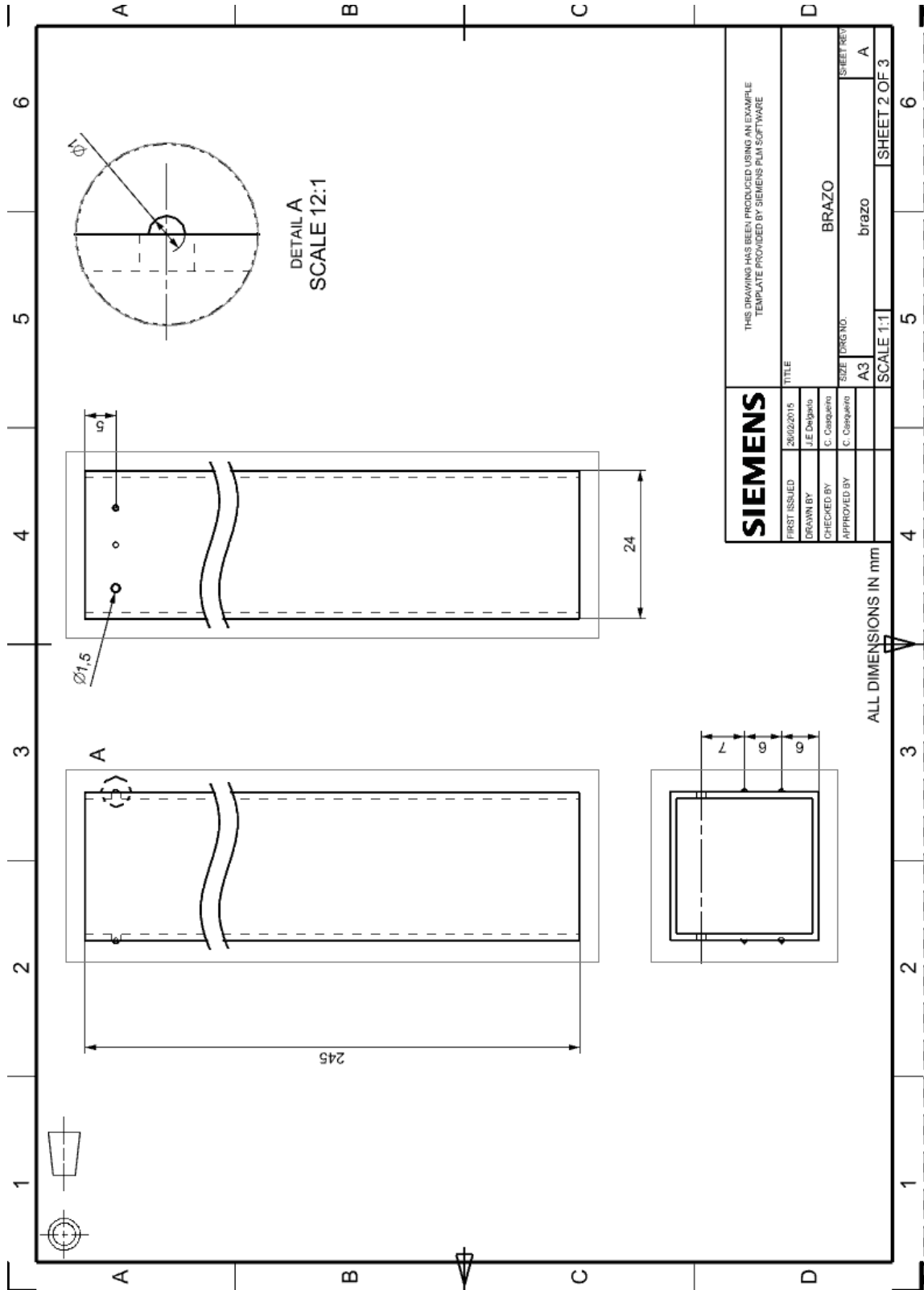
Se puede observar en los resultados obtenidos en este ensayo que el esfuerzo de Von Mises máximo que sufre la estructura es de 483 Mpa. Una vez más, este sobrepasa la resistencia máxima de tracción del Aluminio 2014 t6 (441MPa a 20 grados según Siemens NX) tan solo en un nodo. Como se puede apreciar en la Figura 4-50, en los nodos vecinos al nodo más afectado, el esfuerzo de Von Mises medio es de 300MPa, atribuyéndose el elevado valor registrado a cuestiones puntuales de mallado y tratamiento del contacto entre elementos en la simulación, entendiéndose que no corresponde con valores reales. Este resultado es satisfactorio, puesto que la estructura puede soportar una fuerza de 10G (300N) en la plancha inferior.

4.3 Diseño final (Dibujos)

En el diseño final, se han introducido las patas de apoyo plegables del tetracóptero. Están fabricadas de fibra de carbono por su ligereza. Son de forma cilíndrica con unas dimensiones de 15.8cm de largo y un diámetro de 7mm. En uno de los extremos del cilindro, existen unas esferas que facilitarán el apoyo del aparato en el suelo. Cada una pesa 9g. El resultado final se puede apreciar en la Figura 4-55.

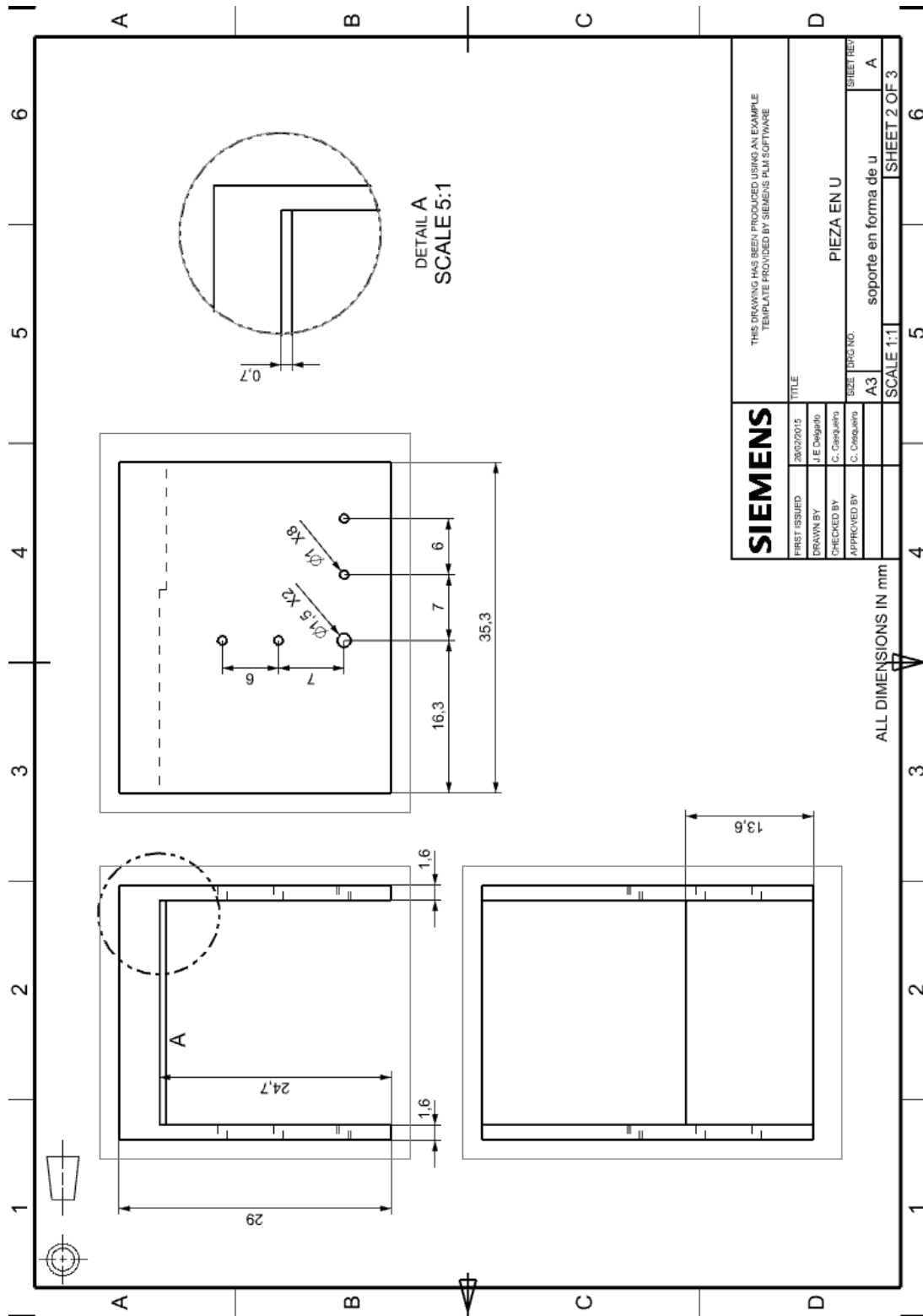
Para realizar el plegado de las patas de apoyo, se ha tenido que realizar una modificación de los soportes motores Plano 4-3. Al realizarse el mecanizado de esta pieza en 3D, se ha decidido aumentar la pieza con un saliente en forma de V, en cuyo vértice se introduce un eje de giro que permiten a las patas plegarse o desplegarse. Esta pieza en forma de V tiene unos huecos circulares con un diámetro de 7mm en los que se posicionarán las patas. Estos huecos no conforman un círculo entero, sino un tamaño mayor que medio círculo, el cual permite mantener la pata fija en su posición de plegado o desplegado. En la Figura 4-55 y Figura 4-56 se puede observar el diseño final.

4.3.1 Brazo



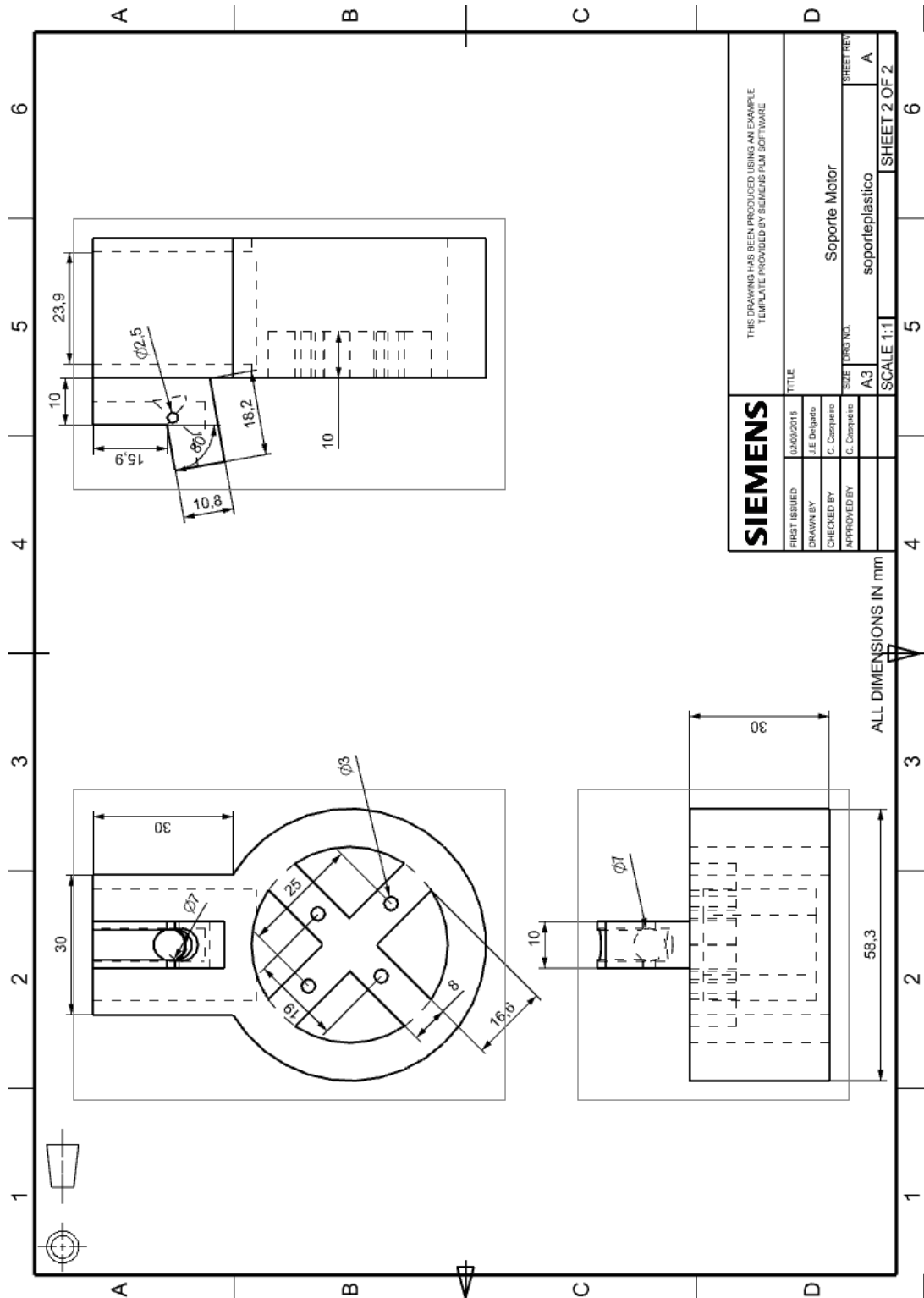
Plano 4-1 Dibujo de Brazo

4.3.2 Pieza en forma de U



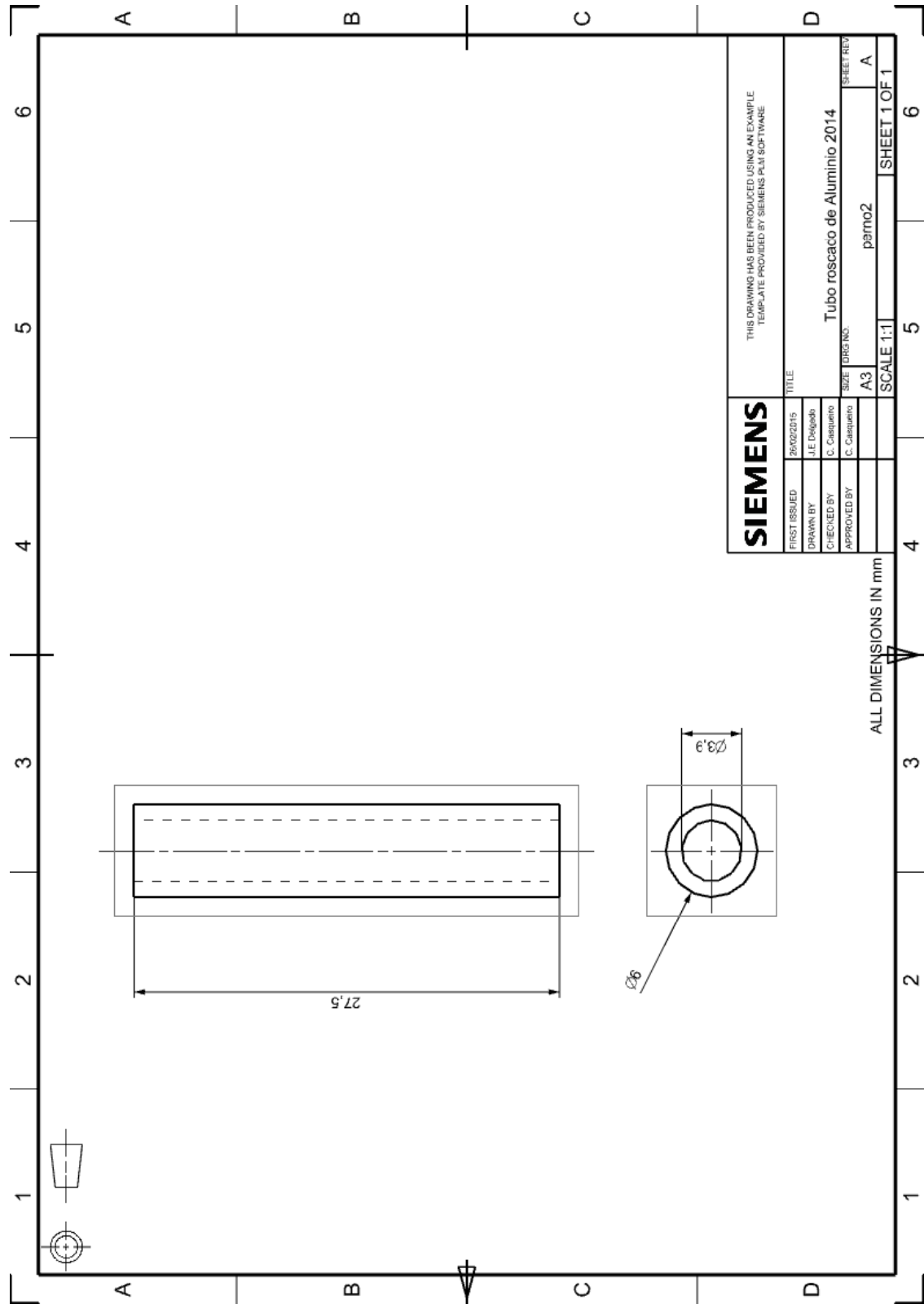
Plano 4-2 Dibujo de Pieza en U

4.3.3 Soporte Motor



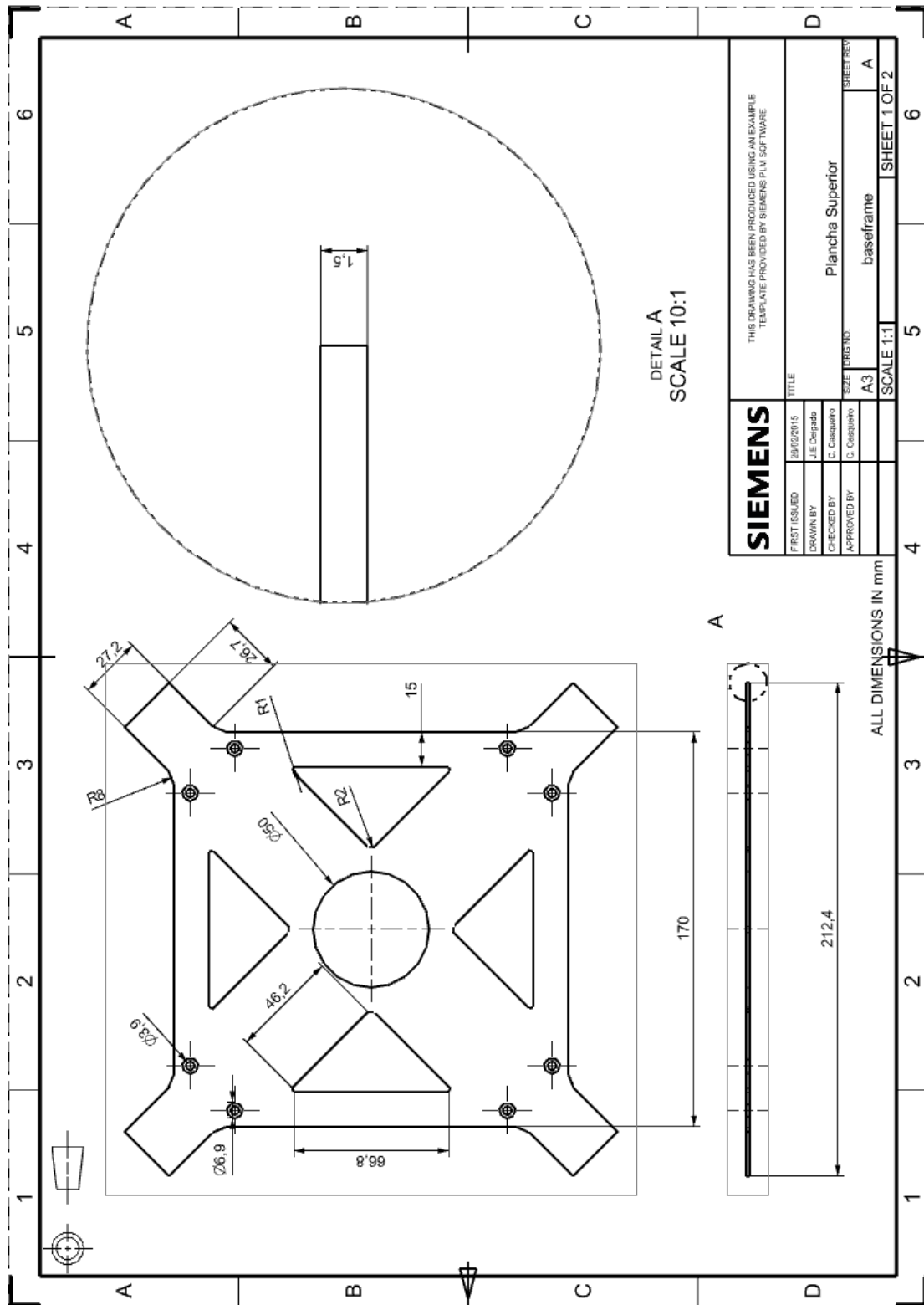
Plano 4-3 Dibujo de Soporte Motor

4.3.4 Tubo Roscado



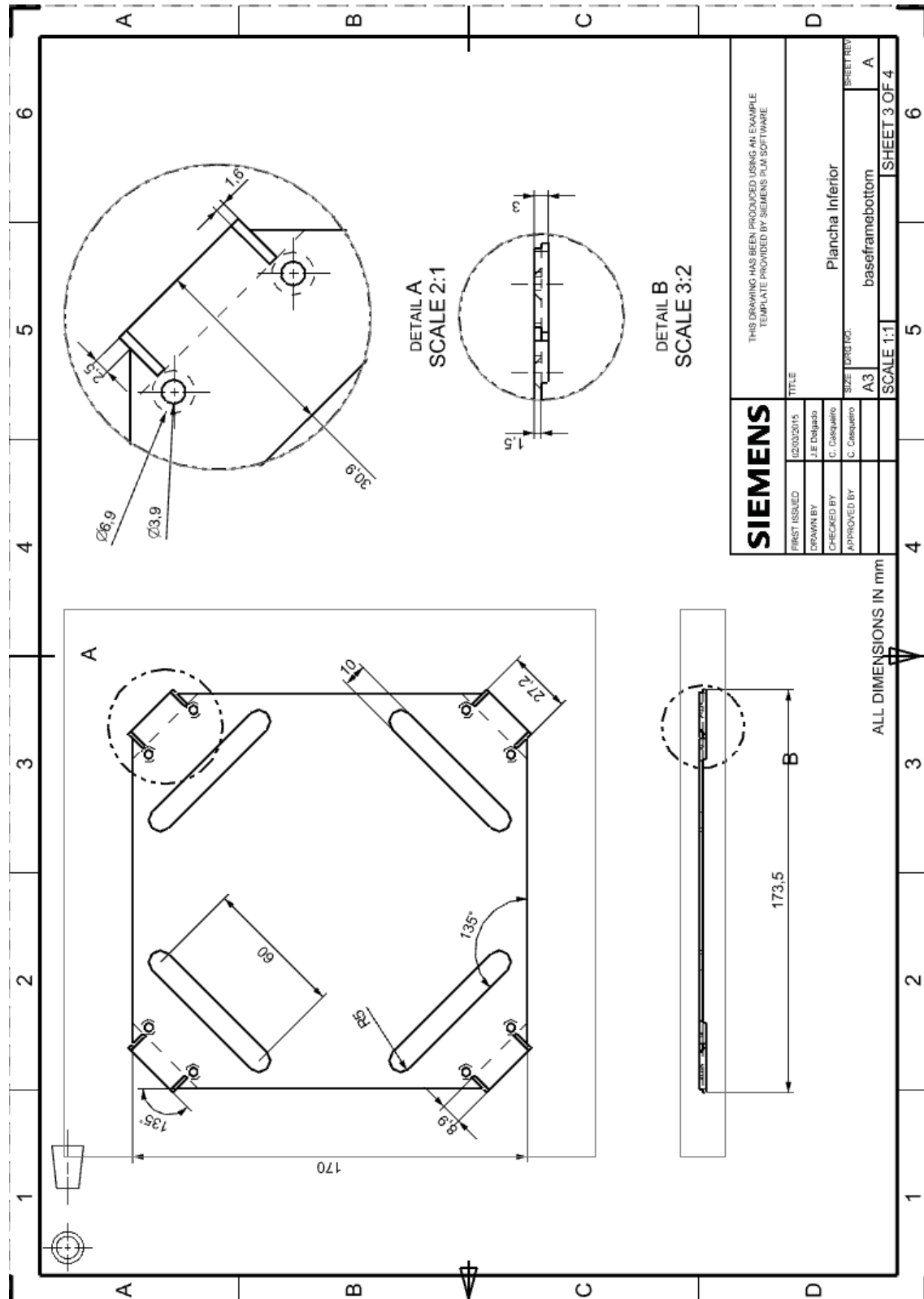
Plano 4-4 Dibujo de Tubo Roscado

4.3.5 Plancha superior



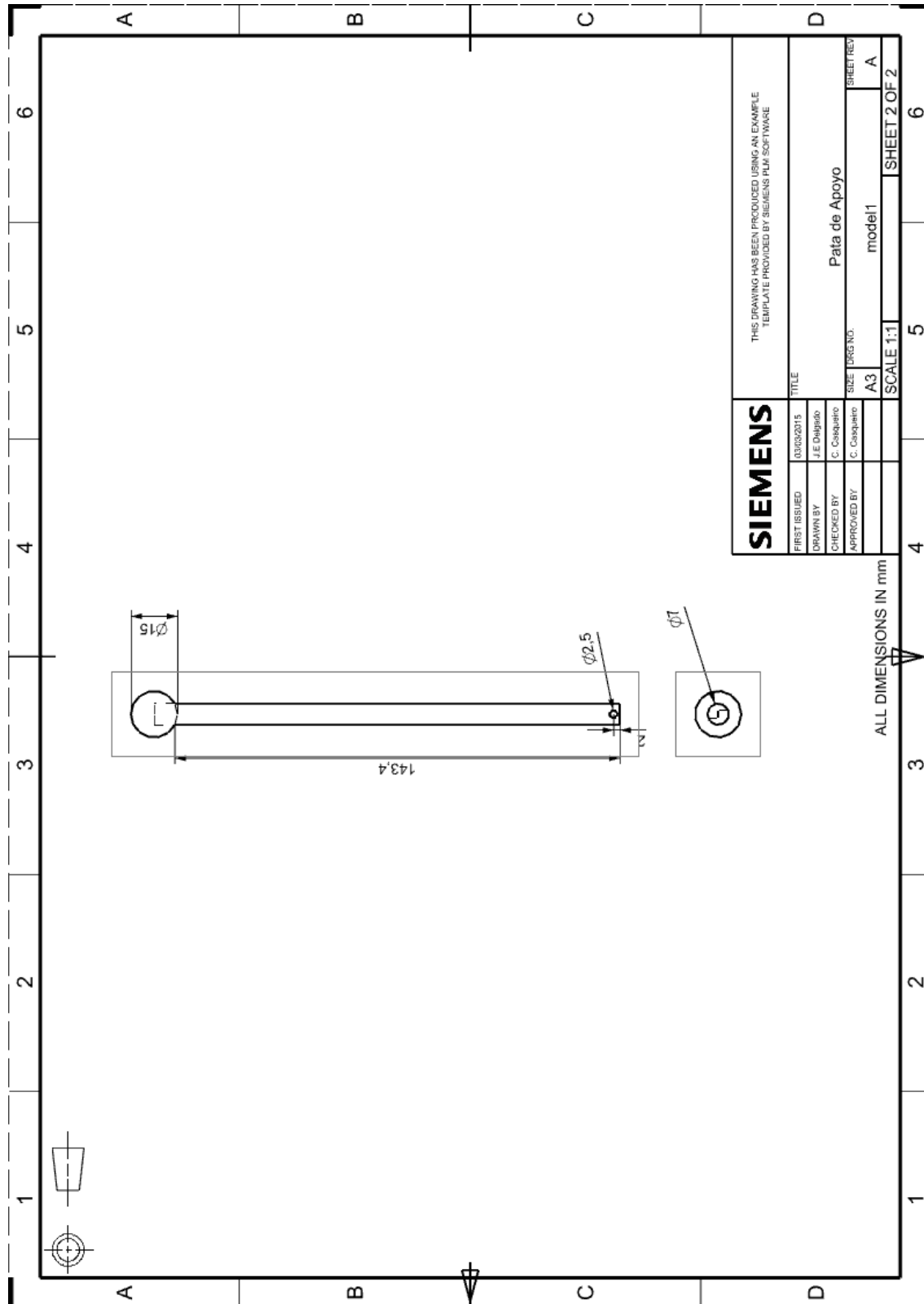
Plano 4-5 Dibujo De Plancha Superior

4.3.6 Plancha inferior



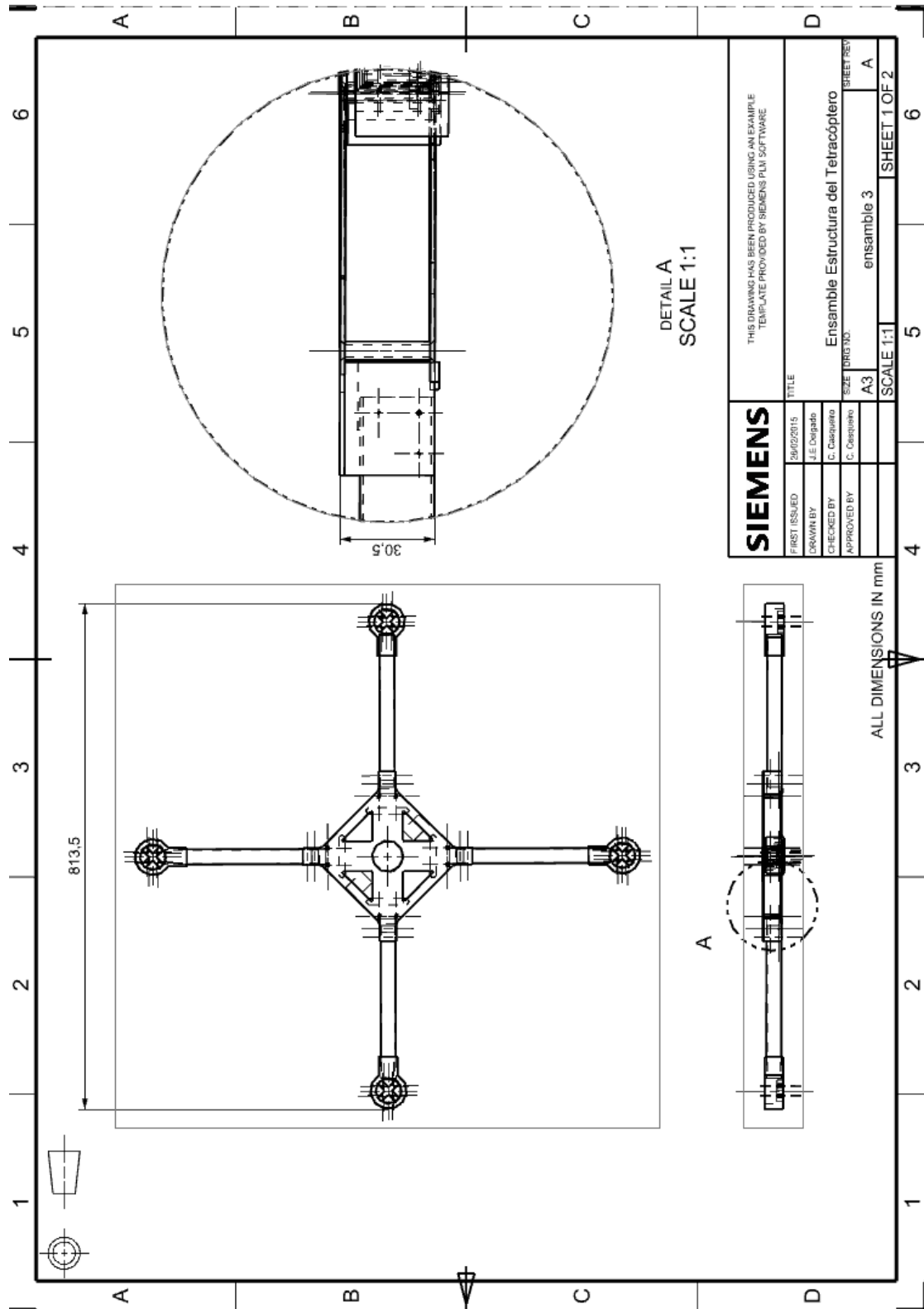
Plano 4-6 Dibujo de Plancha Inferior

4.3.7 Pata de apoyo



Plano 4-7 Dibujo de Pata de Apoyo

4.3.8 Estructura del Tetracóptero



Plano 4-8 Dibujo de Estructura de Tetracóptero

4.3.9 Estructura Final

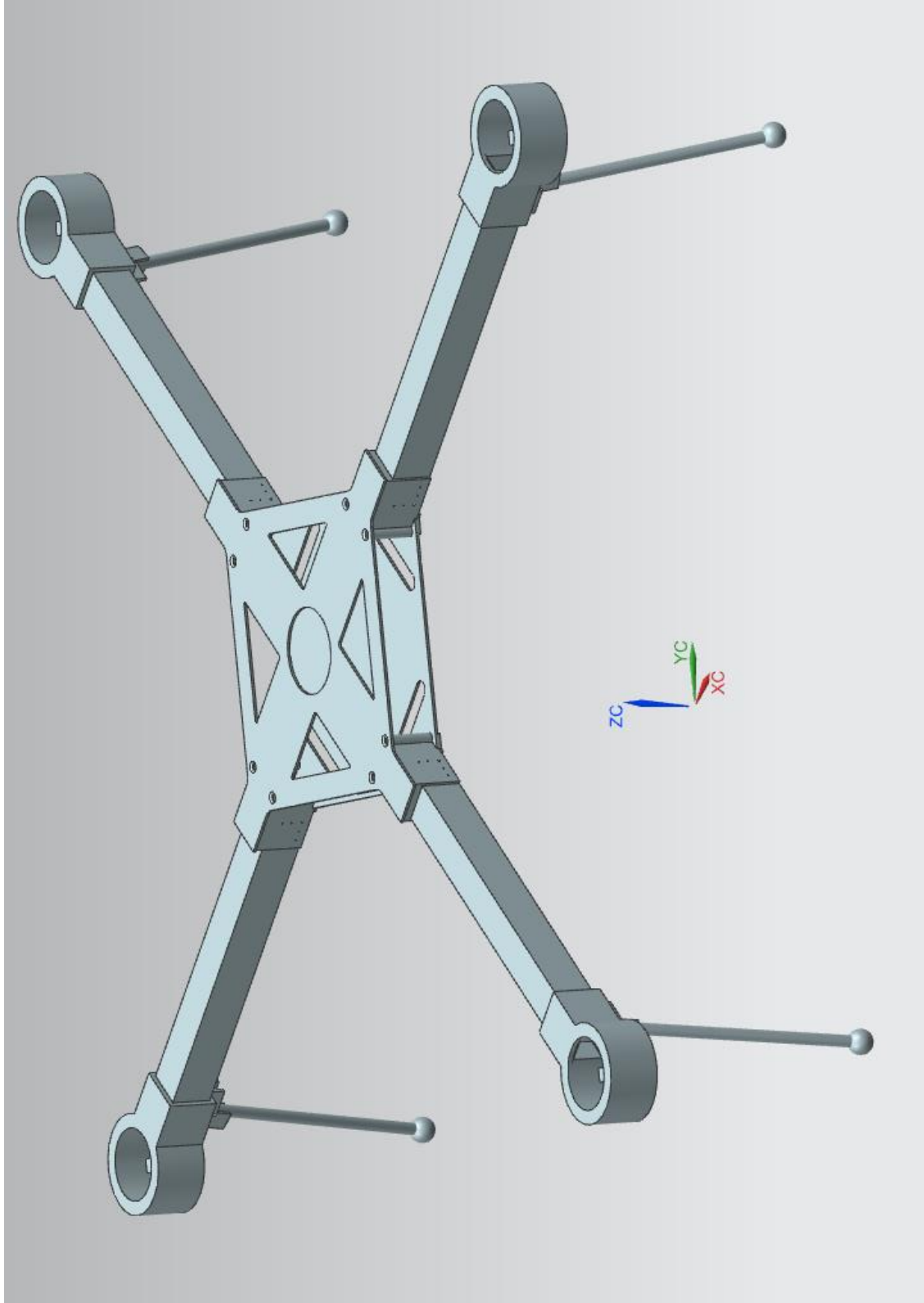


Figura 4-55 Estructura de Tetracóptero Final

4.3.10 Estructura Plegada

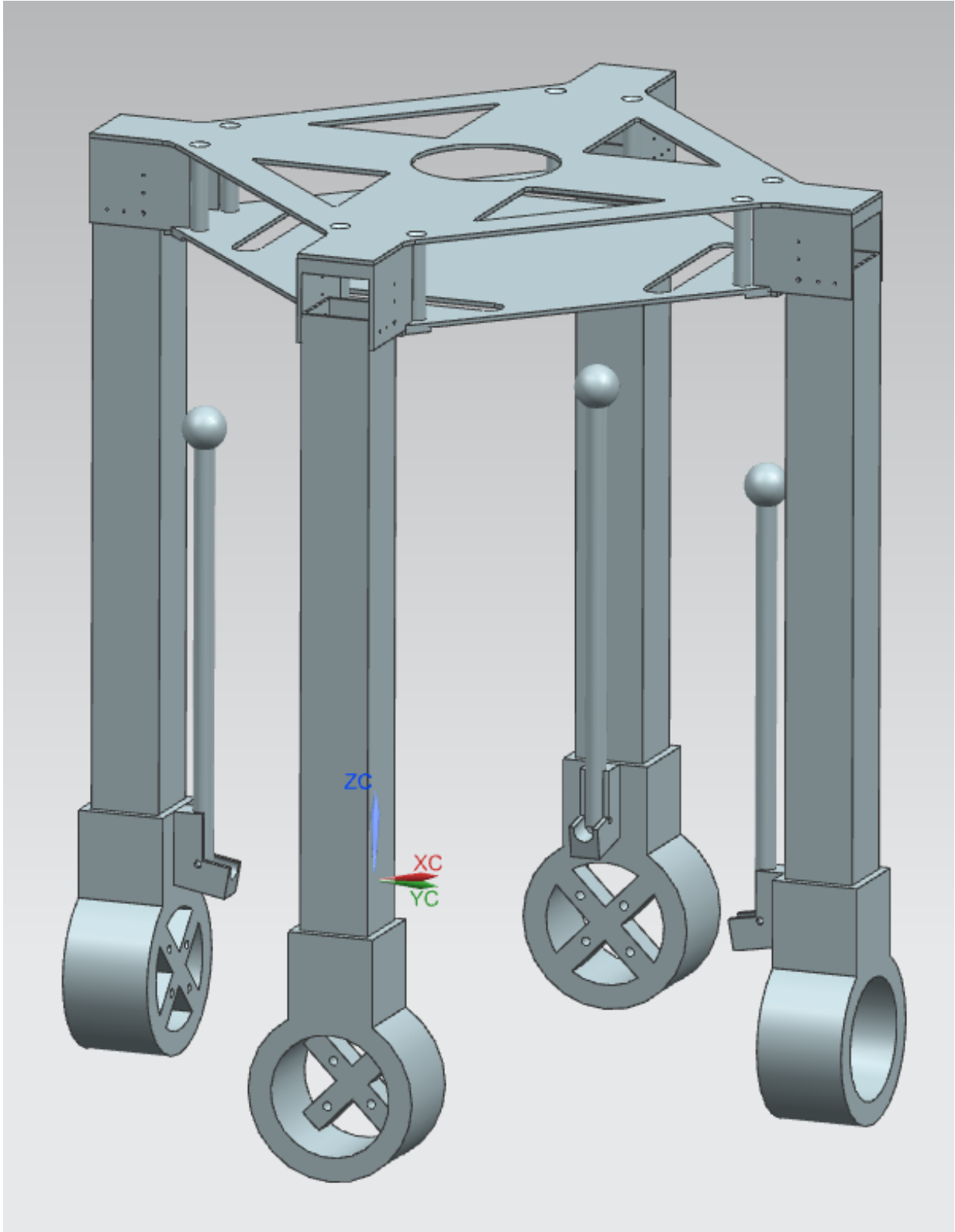


Figura 4-56 Plegado De Estructura

4.3.11 *Peso Total Final de Tetracóptero*

Gracias a los ensayos realizados, se ha conseguido realizar un nuevo y final diseño de 3014.4g. Este es el peso del aparato con una batería. Se ha reducido el peso del tetracóptero 312.4g, tan solo reduciendo elementos de la estructura aun añadiendo 36g correspondientes a las patas de apoyo. Teniendo en cuenta que se pretende que el dron tenga una autonomía de en torno a cuarenta minutos, sería necesario utilizar más de una batería conectada en paralelo por lo que el peso aumentaría. Sin carga útil, el peso del aparato sería de 2058.4g. Los tetracópteros SkyRanger e Indago, vistos en el apartado 2.2, pesan 2.2 y 2.4Kg (sin carga útil) respectivamente. Si al tetracóptero diseñado si le añadiera una carcasa como ocurre con los tetracópteros mencionados, el peso del mismo sería muy similar.

Descripción	Peso (g)	Unidades	Peso total (g)
Estructura			
Brazo	61.10	4	244.40
Pieza en U	19.90	4	79.65
Soporte motor	58.57	4	234.3
Planchas base	212.12	1	212.12
Tubo roscado	1.24	8	9.93
Pata de apoyo	9	4	36
		Total	816.4
Hardware			
Motor	96	4	384
Batería	956	1	956
Controlador de vuelo	30	1	30
Receptor	42	1	42
Montaje/Cámaras	250	1	250
Emisor video	37	1	37
Hélice	86	4	344
Variador	35	4	155
		Total	2198
Peso Total			3014.4

Tabla 4-2 Peso Total de Tetracóptero

5 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

5.1 Conclusión

El proyecto se ha basado en el desarrollo de la estructura de un tetracóptero, con toma de decisiones críticas en cuanto al diseño de las piezas que lo conforman, de manera que cumpliera los requisitos demandados por la Infantería de Marina. Para ello y previo al estudio de las características de los diferentes drones genéricos existentes en el mercado, se realizaron ocho ensayos para comparar resultados y depurar el diseño final. Los requisitos eran los siguientes:

- Transportar una **cámara termográfica** que transmita video en tiempo real, orientable al menos en sentido vertical, hasta poder grabar en dirección perpendicular al suelo. Esto incluye su **soporte**.
- Poseer **GPS** que envíe también su posición.
- **Capacidad de plegado** para poder ser transportado en una mochila y el peso será lo más contenido posible.
- Capacidad de operar con al menos **20 nudos de viento**, con **5000 m de alcance**, a una **altura de 1000 m** sobre el suelo y permanecer sobre él **30-40 minutos**.

A lo largo de este proyecto, se ha podido observar que la tecnología de los drones es cada vez más avanzada, tanto en el diseño de la estructura, como en la parte del software, la cual incorpora diferentes aplicaciones, modos de navegación, mapas, etc., que reúnen ya muchos de ellos. Esto dificulta el desarrollo del diseño de la estructura, ya que obtener unos resultados tan exigentes como los existentes en el mercado, es una tarea considerablemente complicada.

En la planificación del proyecto, se determinaron a la estima los días necesarios para finalizar cada una de las tareas. Hasta el comienzo de los ensayos FEM, los cuales estaban estimados para comenzar el 5 de febrero, todo se realizó según el diagrama de Gantt del apartado 3.1.5. Sin embargo, la terminación de los ensayos FEM no finalizó el 13 de febrero como había sido estimado, sino el 24. Esto se ha debido a que el programa Siemens NX necesitaba aproximadamente dos horas para realizar cada uno de los ensayos. Sabiendo que se han realizado ocho ensayos satisfactoriamente, supone que los ordenadores han trabajado 16 horas en las que poco se podía avanzar en el proyecto ya que no se obtenían resultados. Además, ocurría a menudo que después de acabar las dos horas de ensayo, no se obtenían resultados y era necesario repetirlo. Finalmente se pudo acabarlos a tiempo. Uno de los

mayores riesgos de este proyecto era no poder entregar a tiempo el TFG, el cual finalmente se ha superado con éxito.

En cuanto al objetivo principal (diseño de la estructura), los resultados han sido satisfactorios. Se ha logrado obtener un tetracóptero, capaz de plegarse para facilitar su transporte y de incorporar una cámara termográfica y GPS. El último de los requisitos demandados por la Infantería de Marina, debido a la escasez de tiempo y sobre todo de material, no se ha podido demostrar.

La estructura diseñada es capaz de soportar una fuerza de 10 veces su peso, aplicada en la plancha inferior y de 5 veces su peso, en el sentido horizontal y vertical perpendicular a un brazo, aplicada en el soporte motor del mismo. También es capaz de soportar una fuerza 7.5 veces su peso, en el sentido de un brazo, aplicada también en un soporte motor.

Por los motivos mencionados anteriormente, se podría concluir que los objetivos del proyecto se han cumplido satisfactoriamente.

5.2 Líneas futuras

El alcance y tiempo previstos para el TFG no han permitido ampliarlo en áreas diferentes a las de diseño. Este proyecto se puede ampliar en varios aspectos. En primer lugar sería conveniente calcular al detalle los tiempos de vuelo del multicóptero según los elementos seleccionados en el apartado 3.2 y conocer así sus prestaciones para poder compararlas con las demandadas por la Infantería de Marina (5000m de distancia, 1000m de altura, permanecer en vuelo durante 30-40 minutos y soportar rachas de 20 nudos).

En segundo lugar, se recomienda que se realice la parte de mecanizado de cada una de las piezas del tetracóptero, para así aprender las dificultades del mismo y comparar las diferencias entre diseñar y mecanizar. El mecanizado en muchas ocasiones es imposible de realizar debido al tamaño de herramientas necesarias, al material a manipular, etc. Para un ingeniero es importante que conozca estas limitaciones y, que antes de diseñar, tenga alguna experiencia en el taller. Por ello, sería conveniente poder abordar la fabricación de un prototipo que en este caso resultó imposible.

Una vez finalizadas estas tareas, se podría construir el multicóptero, integrarle todos los elementos necesarios y realizar los vuelos experimentales. De esta forma, si los resultados son excelentes, se podría introducir en el mercado.

Se han obviado deliberadamente los costes de fabricación ya que estos se verían seriamente afectados por el volumen de unidades a fabricar. En el caso del prototipo, el coste sería mucho mayor y poco representativo. Un estudio de las necesidades reales de la IM, y de la posibilidad de vender el diseño a otros usuarios permitiría realizar un estudio serio al respecto de los costes.

6 BIBLIOGRAFÍA

- [1] «inteligencia dynamics,» [En línea]. Available: http://www.iuavs.com/pages/aplicaciones_y_usos. [Último acceso: 04 03 2015].
- [2] «minidrons,» 28 11 2014. [En línea]. Available: <http://www.minidrons.com/ucav-uavs-tipos-drones/>. [Último acceso: 04 03 2015].
- [3] «aerosimrc,» [En línea]. Available: <http://www.aerosimrc.com/chm/es/fpv.htm>. [Último acceso: 02 03 2015].
- [4] L. F. R. Martín, «coitt,» 11 2013. [En línea]. Available: <http://www.coitt.es/res/revistas/05b%20Introduccion%20UAV.pdf> . [Último acceso: 02 03 2015].
- [5] J. Renau, 11 02 2014. [En línea]. Available: <http://apeironuav.org/?p=205> . [Último acceso: 22 02 2015].
- [6] 18 09 2011. [En línea]. Available: <http://diebotreise.blogspot.com.es/2011/09/eleccion-del-multicoptero.html>. [Último acceso: 22 02 2015].
- [7] D. b. reise, 18 09 2011. [En línea]. Available: <http://diebotreise.blogspot.com.es/2011/09/eleccion-del-multicoptero.html>. [Último acceso: 02 03 2015].
- [8] «Aeryon labs inc,» [En línea]. Available: <http://www.aeryon.com/gallery/products.html>. [Último acceso: 22 02 2015].
- [9] [En línea]. Available: <https://shop.aerodron.ch/de/prt-qi-uav-101.html>. [Último acceso: 22 02 2015].
- [10] 2013. [En línea]. Available: http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/ms2/documents/procerus/Quad_Indago_Datasheet_080513.pdf. [Último acceso: 22 02 2015].

- [11] [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__63642__Multistar_Elite_3508_268KV_High_Voltage_Endurance_Motor.html. [Último acceso: 15 01 2015].
- [12] [En línea]. Available: <http://www.electricwingman.com/jeti-hicopter-30a-multirotor-esc.aspx>. [Último acceso: 22 02 2015].
- [13] [En línea]. Available: <http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF32.html>. [Último acceso: 22 02 2015].
- [14] [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__58194__MultiStar_White_Edition_15x5_0_Multi_Rotor_Wood_Props_CW_CCW_Set_T_Style_Direct_bolt_.html. [Último acceso: 22 02 2015].
- [15] 22 02 2015. [En línea]. Available: <http://www.iccnexergy.com/battery-systems/battery-energy-density-comparison/>.
- [16] 22 02 2015. [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__56843__Multistar_High_Capacity_6S_8000mAh_Multi_Rotor_Lipo_Pack.html.
- [17] «flickr,» [En línea]. Available: <https://www.flickr.com/photos/aitoragirregabiria/4596452446/?rb=1>. [Último acceso: 02 03 2015].
- [18] «RedUsers,» 18 04 2011. [En línea]. Available: <http://www.redusers.com/noticias/accion-geek-por-todos-lados-llega-la-vision-noctura-a-smartphones-y-anteojos/>. [Último acceso: 02 03 2015].
- [19] «PANOPTES,» 14 10 2014. [En línea]. Available: <http://www.panoptes.it/2014/10/14/mt-panoptes-at-the-commercial-uav-show-in-london-3/>. [Último acceso: 02 03 2015].
- [20] «rise above,» [En línea]. Available: <http://www.riseaboveaerials.com.au/products/mt-panoptes-industrial-infrared-mapping-system-premium-model-tau-640.html>. [Último acceso: 02 03 2015].
- [21] «PANOPTES,» [En línea]. Available: <http://www.panoptes.it/software-2/>. [Último acceso: 02 03 2015].
- [22] «HobbyKing,» [En línea]. Available: http://hobbyking.com/hobbyking/store/__56392__HobbyKing_174_KK_Mini_Multi_Rotor_Flight_Control_Board_36x36mm_30_5x30_5mm_.html. [Último acceso: 04 03 2015].
- [23] «Alibaba,» [En línea]. Available: http://www.alibaba.com/product-detail/B83-Wireless-AV-Transmitter-Receiver-For_1529643966.html. [Último acceso: 04 03 2015].
- [24] «impresoras3d,» [En línea]. Available: <http://www.impresoras3d.com/el-material-de-impresion-abs-y-sus-caracteristicas/>. [Último acceso: 04 03 2015].
- [25] «capalex,» [En línea]. Available:

- http://www.capalex.co.uk/spanish/2014_alloy_sp.html. [Último acceso: 02 03 2015].
- [26] «Web de La Moncloa,» [En línea]. Available: <http://www.lamoncloa.gob.es>. [Último acceso: 13 enero 2015].
- [27] J. Rodríguez y V. Fernández, Cómo redactar el estado del arte de un trabajo, Editorial Genios, 2010.
- [28] P. Martínez y A. García, Cómo escribir una buena memoria de TFG, Publicaciones del 2000, 2013.
- [29] A. Pérez, Cómo escribir una bibliografía, Nuevas publicaciones.
- [30] [En línea]. Available: <https://shop.aerodron.ch/de/prt-qi-uav-101.html>. [Último acceso: 22 02 2015].
- [31] M. A. Muñoz. [En línea]. Available: <http://www.manualvuelo.com/SIF/SIF32.html>. [Último acceso: 22 02 2015].
- [32] L. M. P. Technologies, 2013. [En línea]. Available: http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/ms2/documents/procerus/Quad_Indago_Datasheet_080513.pdf. [Último acceso: 22 02 2015].
- [33] «Lokheed Martin,» [En línea]. Available: http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/ms2/documents/procerus/Quad_Indago_Datasheet_080513.pdf.
- [34] «HobbyKing,» [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__56392__HobbyKing_174_KK_Mini_Multi_Rotor_Flight_Control_Board_36x36mm_30_5x30_5mm_.html. [Último acceso: 04 03 2015].

