



Escuela de
Ingeniería y Arquitectura
Universidad Zaragoza

MODELIZACIÓN Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PORTANTE DE UN HELICÓPTERO NO TRIPULADO DE 400 Kg DE PESO



Alberto Badías Herbera

Director de proyecto: Rafael Rey Gallo

UNIVERSIDAD DE ZARAGOZA
Escuela de Ingeniería y Arquitectura (EINA)

Ingeniería Técnica Industrial
Especialidad Mecánica
Septiembre 2011

MODELIZACIÓN Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PORTANTE DE UN HELICÓPTERO NO TRIPULADO DE 400 Kg DE PESO

1. Introducción	3
2. Requerimientos de la estructura	5
3. Cargas a soportar	6
3.1 Cargas y estados máxicos	7
3.2 Vuelo estacionario	22
3.3 Aterrizaje	31
4. Justificación de la estructura	35
5. Descripción del proceso de montaje	52
6. Materiales empleados y proceso de fabricación	62
7. Metodología empleada	67
8. Análisis y dimensionamiento	85

9. Conclusiones	108
10. Anexos	109
10.1 Anexo I	110
10.2 Anexo II	114
10.3 Anexo III	118
10.4 Anexo IV	119

RESUMEN DEL PROYECTO

MODELIZACIÓN Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PORTANTE DE UN HELICÓPTERO NO TRIPULADO DE 400 Kg DE PESO.

El proyecto trata el diseño y cálculo a grandes rangos de la estructura portante de un helicóptero no tripulado de unos 400 kg de peso. Para ello, se ha diseñado y modelado la estructura mediante el software SolidWorks de todos los perfiles y uniones que son necesarios para constituir dicha estructura. Se ha partido de una serie de piezas ya impuestas en un principio que son el motor de combustión, la caja de cambios, los depósitos de combustible, la carga de pago, el sistema de información y los rotores.

Se ha llevado a cabo un diseño basado en las características del helicóptero con unas dimensiones medianamente reducidas y con el objetivo de la vigilancia desde el aire. Ello implica minimizar todo lo posible las dimensiones y eliminar los huecos innecesarios. Se construye de esta manera una red de perfiles alrededor de los componentes de partida intentando adherirse lo más posible a ellos. A su vez, es necesario obtener una máquina que sea estable en el aire por lo que se aplican factores extra que obligan a que la estructura sea simétrica y tenga un centro de gravedad centrado.

Tras llevar a cabo el diseño, se ha pasado el modelo a una estructura alámbrica para su cálculo. Para ello ha sido necesario discretizar en puntos unidos por líneas formando un solo cuerpo. Esta operación se ha llevado a cabo en un segundo programa llamado ANSYS utilizado específicamente para el cálculo. Tras dotar de sección a cada perfil de la estructura de líneas se aplican las condiciones de contorno y se realiza el cálculo. Se estudian dos casos distintos: vuelo estacionario y aterrizaje, donde cada uno aportará unas condiciones diferentes y por tanto, unos resultados distintos.

La solución del modelo ha requerido redimensionar algunos perfiles y cambiar la geometría de otros para soportar las cargas que se generan, pero tras modificar y volver a calcular se ha llegado a la estructura final presentada.

Además de los cálculos realizados con el software correspondiente, se han llevado a cabo también a mano, habiendo calculado algunas uniones y perfiles que así lo requerían.

Conjuntamente también se ha calculado una de las uniones más desfavorables con el primer software de modelado, que también incluye esta opción. Al tratarse de un programa más visual es capaz de mostrar mejor la geometría y da un aspecto más real de lo que es la unión (aunque el cálculo se podía haber realizado también con el software ANSYS).

Después de realizar la etapa de diseño y pasar por el cálculo, es preciso redactar un informe que manifieste en profundidad todos los cálculos e ideas que se han llevado a cabo.

Igualmente, y por la misma razón, se adjunta en el proyecto un segundo tomo donde se ubican los planos de todos los componentes que son necesarios para la construcción de la estructura.

Alberto Badías Herbera

1. Introducción

El presente proyecto *Modelización y análisis de la estructura portante de un helicóptero no tripulado de 400 Kg de peso* tiene como objeto el diseño de todas las piezas de la estructura y posterior cálculo de resistencia de un helicóptero de dimensiones máximas 5170 mm de largo, 979 mm del alto y 1090 mm sin necesidad de ser tripulado por un piloto.

El helicóptero es una máquina que por construcción tiene unas características de vuelo peculiares. Se sustenta mediante un rotor principal y un segundo rotor posicionado en la cola sirve para equilibrar el giro que de lo contrario sufriría la estructura.

En concreto, este tipo de helicópteros no tripulados están diseñados para ejercer una función de vigilancia y observación, por lo que llevan un sistema de información donde una cámara capta las imágenes que sean necesarias.

Actualmente ya se están utilizando este tipo de aeronaves de tamaño relativamente pequeño. Algunas empresas los utilizan para controlar el estado de las líneas eléctricas y cuerpos de seguridad están empezando a utilizarlos para vigilar zonas desde el aire sin ser vistos.

En este proyecto se analiza la estructura de un posible modelo con estas características estudiando dos casos distintos de movimiento: el caso de vuelo estacionario y el caso de aterrizaje.

Sin entrar más en detalle y como se verá a lo largo del estudio se han dimensionado las partes más solicitadas de la estructura para asegurar el pleno soporte de la misma.

Finalmente, se adjuntan los planos que describen el resultado final.

Bibliografía:

- Abad Blasco, J., Canalís Martínez, P. y Carrera Alegre, M. “Apuntes de Diseño de Máquinas Curso 2010-2011”.
- Bel Cacho, J. D., “Apuntes de Elasticidad y Resistencia de Materiales”.
- Kalpakjian, “Manufactura, Ingeniería y Tecnología”, Ed. Prentice Hall.
- Martín Sanjosé, J., Madre Sediles, M.A. y Franco Gimeno, J.M., “Ingeniería de materiales para industria y construcción.”, Ed. Mira Editores.
- Madre Sediles, M. A., “Apuntes de Nuevos Materiales Curso 2010-2011”.
- Barcala Montejano, M.A. y Rodríguez Sevillano, A. A., “Apuntes de Estructura del Helicóptero”, Escuela Universitaria de Ingeniería Técnica Aeronáutica.
- www.rotax-aircraft-engines.com
- “INSTALLATION MANUAL FOR ROTAX ENGINE TYPE 912 SERIES”
- www.electrocome.com
- “Catálogo de remaches estándar y especiales RIVQUICK”, Böllhoff.

2. Requerimientos de la estructura.

El diseño de la estructura necesita una serie de condiciones o pautas iniciales a partir de las cuales se desarrollará la idea. Para cualquier proyecto son necesarios estos primeros antecedentes que marcarán la forma del resultado final.

En este caso, es necesario indicar que se trata de diseñar y analizar la estructura de un helicóptero, que será no tripulado y no irá dirigido a transporte ni de personas ni de mercancía. Debe tener un tamaño relativamente reducido, apto para su objetivo que será la vigilancia. Esta aclaración estrecha el rango de diseño. A partir de aquí, se introducen las partes ya específicas que no deben ser diseñadas para la aeronave pero que sí deben formar parte de ésta: motor de combustión, caja de cambios, rotor principal, rotor de cola, carga de pago y sistema de información. Las piezas nombradas anteriormente aportan su peso y volumen a la estructura por lo que deben tenerse en cuenta para su diseño. A partir de estos datos de inicio se va desarrollando la idea y realizando cálculos y se forma la estructura más apropiada.

3. Cargas a soportar

En el mundo en el que vivimos todo sistema material tiene una masa asignada que depende de su peso específico y de su geometría. Estos cuerpos se ven obligatoriamente atraídos hacia el suelo con una fuerza proporcional al valor de su masa, pero además, si se aplica un movimiento acelerado sobre dichos sistemas también se puede generar una fuerza en otras direcciones.

Dicho esto, el helicóptero que se propone para el cálculo estará formado por diversos elementos o piezas que poseen masa propia y por lo anterior estará sometido a un sistema de fuerzas que dependerá de las condiciones que se apliquen.

En este apartado se trata de explicar los estados másicos que afectan a la estructura y las cargas provocadas por el giro de las palas de los rotores. Tras esto se estudiarán dos casos distintos de movimiento del helicóptero, el primero de ellos será en vuelo estacionario y el segundo será el proceso de aterrizaje. Se han elegido estos casos al ser los más comunes en la vida del helicóptero y en cuanto al aterrizaje al ser el más desfavorable para la estructura.

3.1. Cargas y estados máxicos.

El helicóptero en estudio está sometido a una serie de fuerzas provocadas por la aceleración de los estados máxicos y a las cargas aplicadas directamente.

Cada estado máxico se verá acelerado con una constante que variará según el caso, pero las cargas aplicadas serán de valor constante en todo momento.

Dicho esto, se procede a describir todos los estados máxicos que tienen lugar en la estructura.

El helicóptero en su conjunto tiene una masa total debida a la suma de todos los componentes que lo forman. Algunos de ellos debían tener unas dimensiones marcadas y su masa final ya estaba fijada antes del diseño, pero en cambio, los elementos que forman la estructura han ido variando hasta el final, momento en el cual se ha podido concretar el peso final de toda la estructura.

A continuación se van a tratar las masas y centros de gravedad de cada componente por separado cuyas condiciones estaban ya fijadas inicialmente y seguidamente se expondrá el peso únicamente de la estructura portante.

Motor de combustión interna:

El motor de combustión se ubica colocado junto a la caja de transmisión, en la zona central de la estructura. Así el centro de gravedad del motor se ubicará en las siguientes coordenadas:

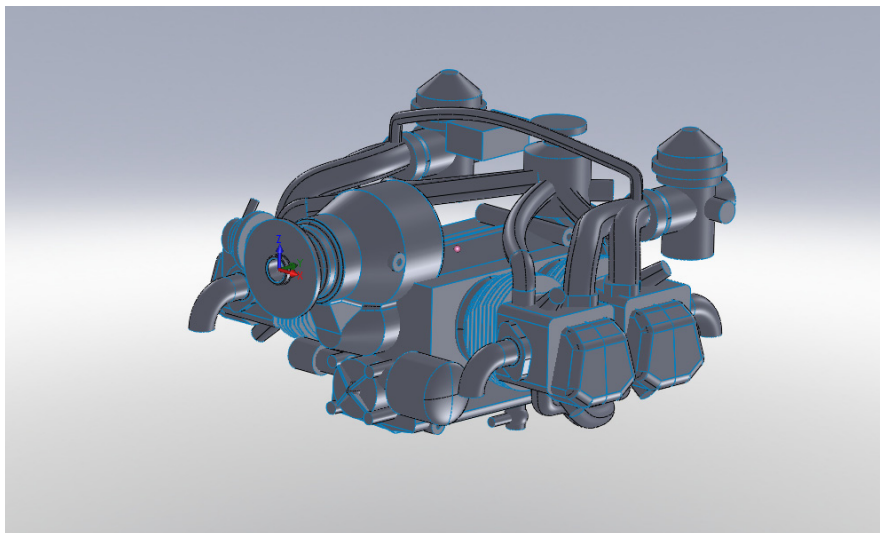


Figura 1. Motor de combustión.

(El eje de la imagen muestra el origen de coordenadas fijado según el software de diseño utilizado, en este caso SolidWorks 2010 y el punto de color rosado muestra el centro de gravedad del conjunto.)

Las coordenadas del centro de gravedad en ejes locales según el dibujo anterior son:

$$X_{local} = 0 \text{ mm}$$

$$Y_{local} = 300 \text{ mm}$$

$$Z_{local} = -30 \text{ mm}$$

Y las coordenadas según ejes globales:

$$X_{global} = 63,867 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = -224,996 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = 256,805 \text{ mm}$$

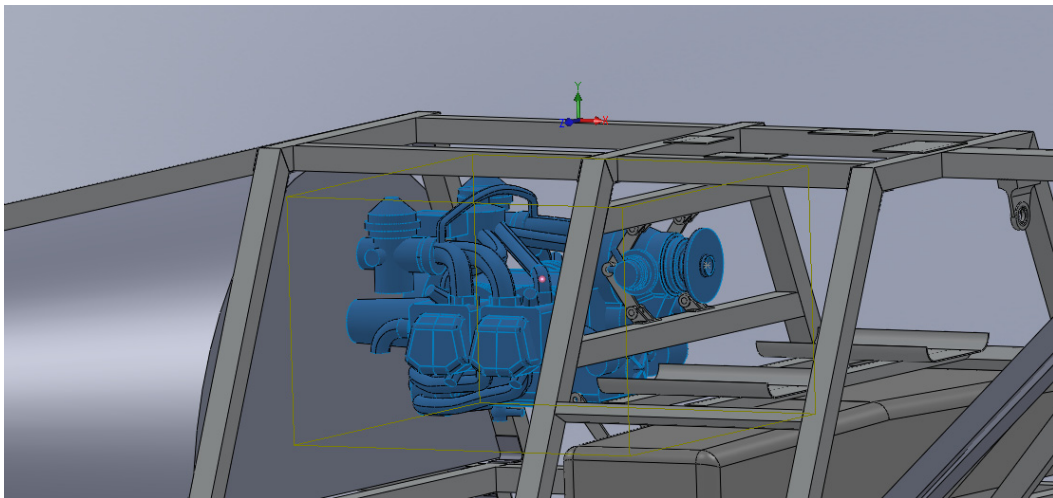


Figura 2. Localización del motor.

Una vez fijado el centro de gravedad del motor ya se puede hablar de su masa, que siendo un elemento normalizado existente en el mercado será un dato proporcionado por el fabricante.

El motor utilizado es el modelo *Rotax 912 ULS* con una potencia de 100 HP y un peso de 78,350 kg.

Caja de cambios:

La caja de cambios estará colocada junto al motor de combustión y como es el elemento que transmite la potencia al rotor principal, estará colocada justo debajo de éste. La segunda salida (hacia atrás) sirve como inicio del eje cardan de transmisión que proporcionará el giro al rotor de cola.

Las coordenadas del centro de gravedad en ejes locales según la siguiente imagen son:

$$X_{local} = 0 \text{ mm}$$

$$Y_{local} = 0 \text{ mm}$$

$$Z_{local} = 0 \text{ mm}$$

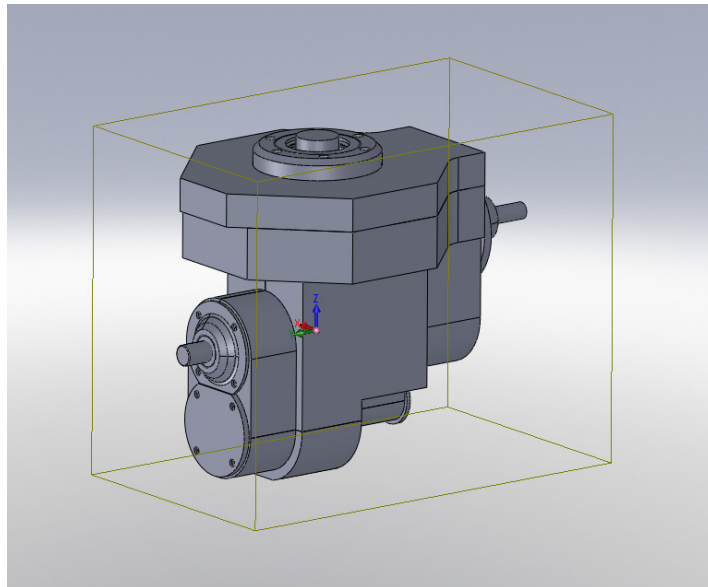


Figura 3. Caja de cambios.

Y las coordenadas globales en el ensamblaje de toda la estructura son:

$$X_{global} = 543,070 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = -194,854 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = 256,805 \text{ mm}$$

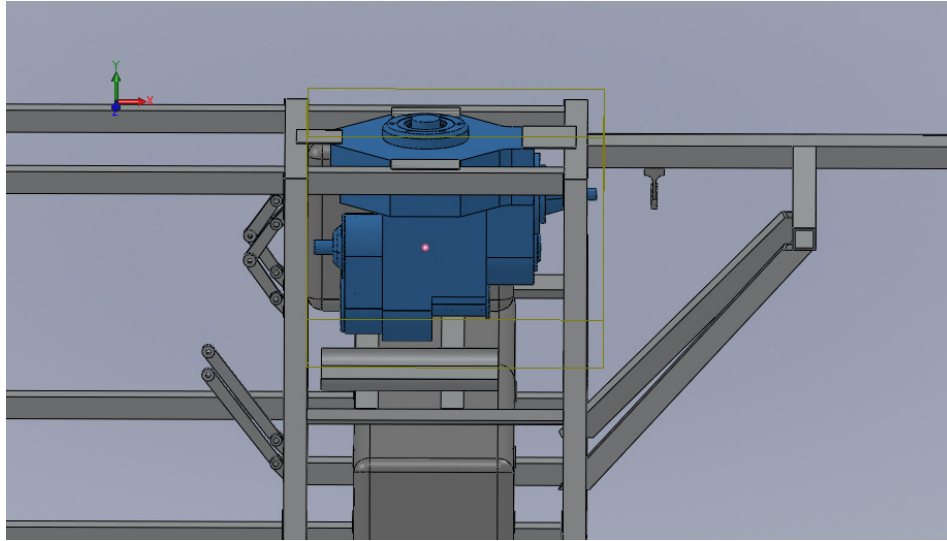


Figura 4. Localización de la caja de cambios.

En la imagen anterior se puede observar el origen de coordenadas de todo el ensamblaje y el centro de gravedad de la caja de cambios, marcado con el punto de color rosa.

La caja de cambios, también impuesta antes del diseño, tiene una masa global de 35 kg.

Carga de pago:

La carga de pago está pensada como una zona donde el helicóptero puede transportar una carga con unas dimensiones especificadas que se adapta al volumen que simboliza dicha carga y con una masa también especificada. Aunque se trate de una carga distribuida, debe ser discretizada en un punto que hará de centro de gravedad sobre el cual se aplicará toda la masa de la zona de carga. Este punto más tarde (y en el momento de calcular la estructura) ya será distribuido por toda la zona que ocupa.

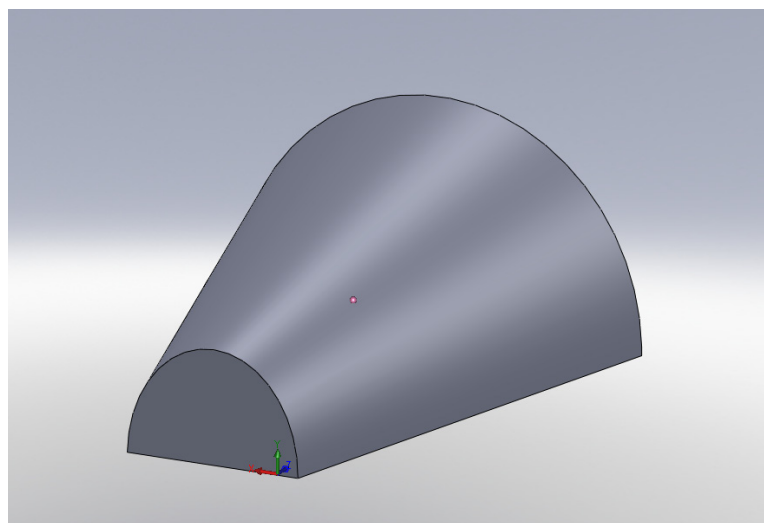


Figura 5. Carga de pago.

La imagen anterior refleja el espacio disponible que debe tener la bodega de carga para transporte y también muestra los ejes de coordenadas locales con su centro de gravedad, cuyas coordenadas son:

$$X_{local} = 162,260 \text{ mm}$$

$$Y_{local} = 182,740 \text{ mm}$$

$$Z_{local} = 740,730 \text{ mm}$$

Las coordenadas globales de su centro de gravedad serán:

$$X_{global} = -752,572 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = -388,894 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = 256,805 \text{ mm}$$

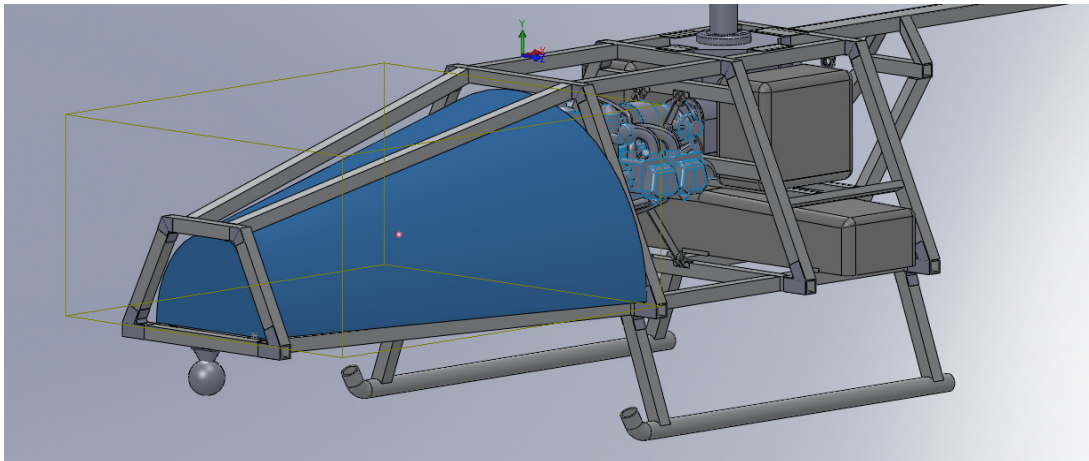


Figura 6. Localización de la carga de pago.

La masa máxima de carga que se destina a ser transportada en este espacio es de 60 kg.

Rotor principal:

El rotor principal se encuentra situado en la zona central del helicóptero, cerca del centro de gravedad de la estructura.

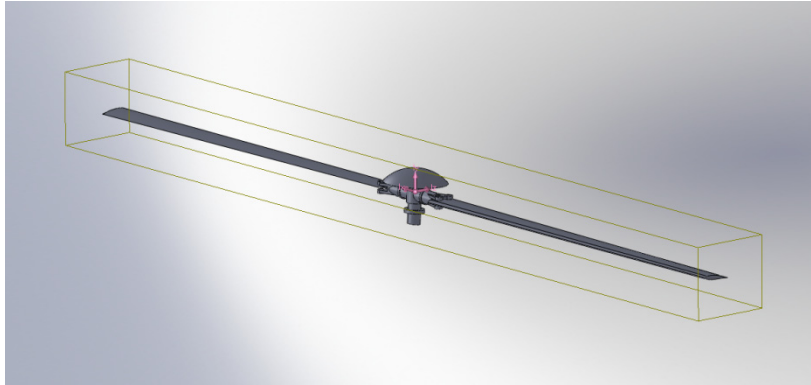


Figura 7. Rotor principal

Las coordenadas locales de su centro de gravedad serán:

$$X_{local} = 0 \text{ mm}$$

$$Y_{local} = 0 \text{ mm}$$

$$Z_{local} = 0 \text{ mm}$$

Y sus coordenadas globales serán:

$$X_{global} = 548,240 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = 188,920 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = 256,805 \text{ mm}$$

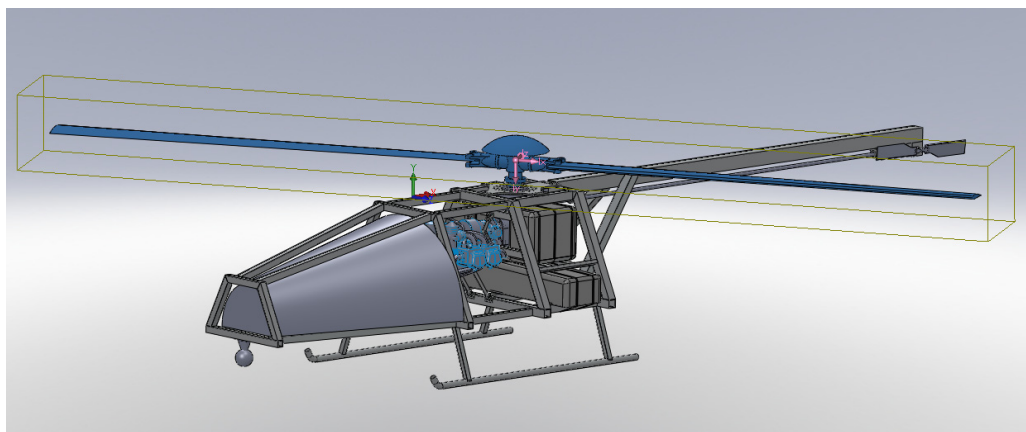


Figura 8. Localización del rotor principal.

El conjunto ensamblado de todo el rotor principal suma una masa de 28,1 kg.

Depósitos de combustible:

Son una totalidad de tres depósitos, siendo dos de ellos iguales y de inferior tamaño que el tercero.

El depósito de mayor tamaño está ubicado en la zona inferior de la estructura. Discretizando el peso de toda la estructura en un punto, su centro de gravedad se localiza, según los ejes locales de la pieza, en:

$$X_{local} = 0 \text{ mm}$$

$$Y_{local} = 0 \text{ mm}$$

$$Z_{local} = 0 \text{ mm}$$

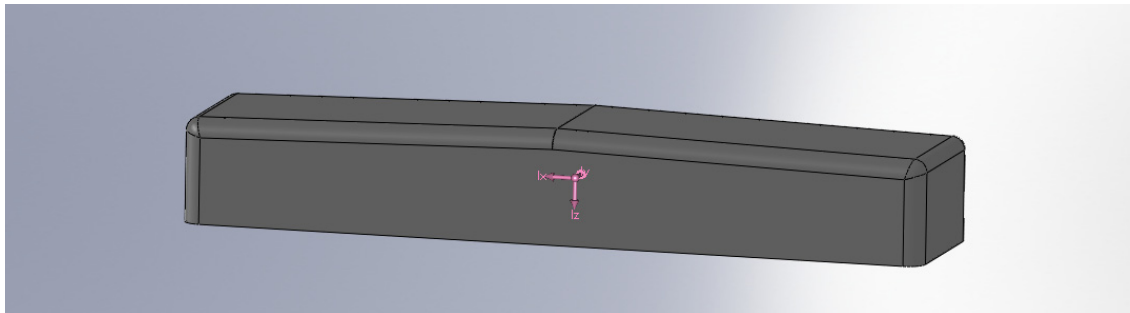


Figura 9. Depósito grande.

Y en coordenadas globales en el ensamblaje:

$$X_{global} = 559,700 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = -486,080 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = 256,805 \text{ mm}$$

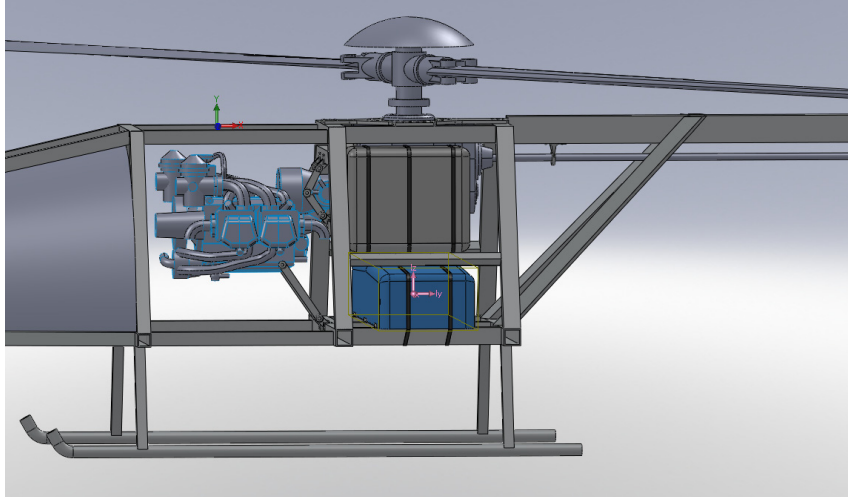


Figura 10. Localización del depósito grande.

La masa del depósito en vacío es de 5,809 kg.

Este depósito tiene una capacidad de $51,719 \text{ dm}^3$ que con un llenado total y teniendo en cuenta que el combustible utilizado es Gasolina sin plomo de 95 octanos con una densidad de $0,720 \text{ kg/l}$ en condiciones normales, el peso del combustible es:

$$51,719 \text{ dm}^3 = 51,719 \text{ l}$$

$$0,720 \cdot 51,719 = 37,238 \text{ kg}$$

Donde si sumamos el peso inicial del depósito se obtiene una masa total de:

$$M_{\text{depósito grande}} = 37,238 + 5,809 = 43,047 \text{ kg}$$

Los depósitos pequeños se encuentran colocados encima del depósito grande y en los laterales (sin tocar) de la caja de cambios para ocupar el menor espacio posible.

De nuevo, las coordenadas locales del depósito pequeño son:

$$X_{\text{local}} = 0 \text{ mm}$$

$$Y_{\text{local}} = 0 \text{ mm}$$

$$Z_{\text{local}} = 0 \text{ mm}$$

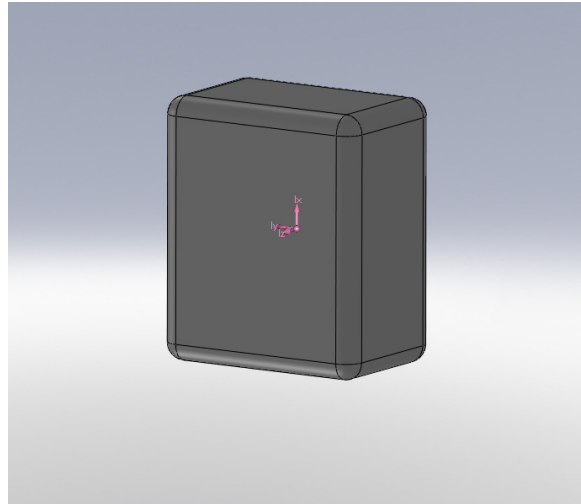


Figura 11. Depósito pequeño.

Y las coordenadas globales de cada depósito son:

- Depósito colocado a la izquierda (mirando el helicóptero desde detrás):

$$X_{global} = 521,700 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = -196,640 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = 525,800 \text{ mm}$$

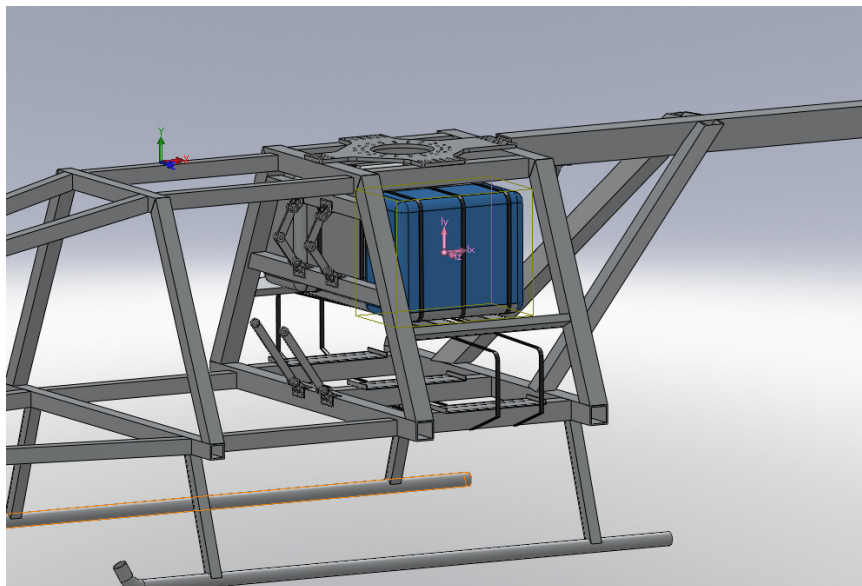


Figura 12. Localización del depósito pequeño izquierdo.

- Depósito colocado a la derecha:

$$X_{global} = 521,700 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = -196,640 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = -12,200 \text{ mm}$$

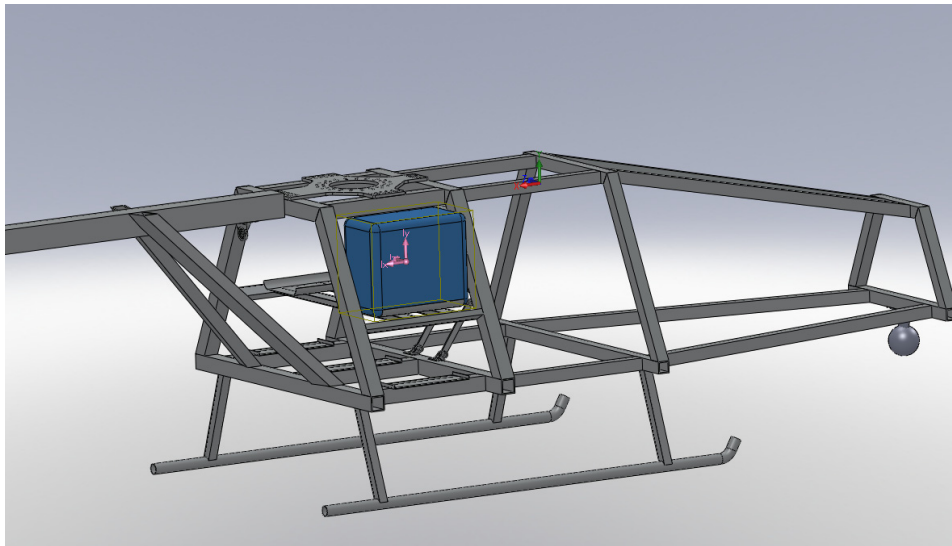


Figura 13. Localización del depósito pequeño derecho.

La masa de cada depósito pequeño es de 3,108 kg y tiene una capacidad de 20,632 dm³. Produciendo un llenado completo y aplicando el mismo combustible del depósito grande, la masa de gasolina es:

$$20,632 \text{ dm}^3 = 20,632 \text{ l}$$

$$0,720 \cdot 20,632 = 14,855 \text{ kg}$$

Donde si sumamos las masas se obtiene una total de:

$$M_{\text{depósito pequeño}} = 14,855 + 3,108 = 17,963 \text{ kg}$$

La masa total de los depósitos más el combustible será:

$$M_{\text{depósitos}} = 43,047 + 2 \cdot 17,963 = 78,973 \text{ kg}$$

Rotor de cola:

El rotor de cola o fenestron está colocado en la parte de atrás del helicóptero y las coordenadas locales son:

$$X_{local} = -28,160 \text{ mm}$$

$$Y_{local} = -195,510 \text{ mm}$$

$$Z_{local} = 8,760 \text{ mm}$$

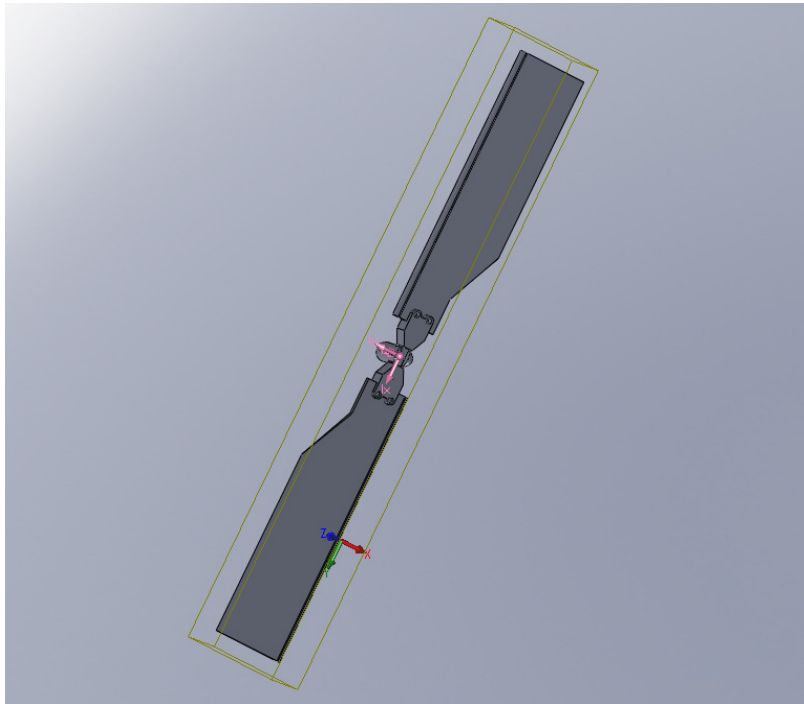


Figura 14. Rotor de cola o fenestron.

Y las coordenadas globales son:

$$X_{global} = 3596,790 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = -87,420 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = 325,970 \text{ mm}$$

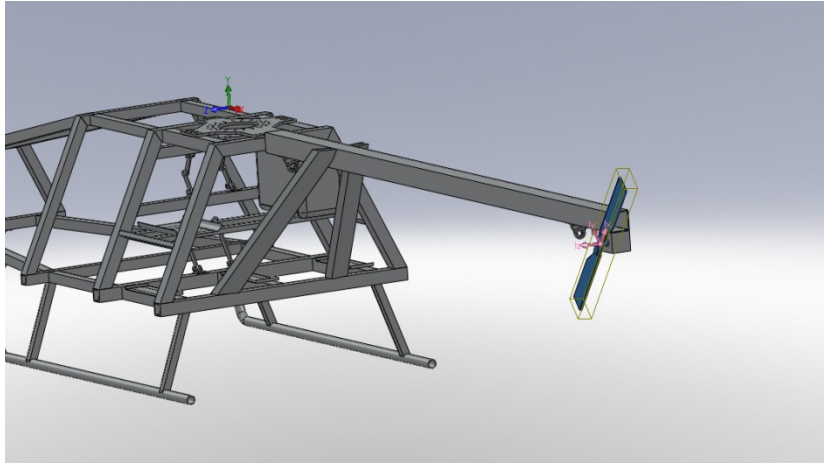


Figura 15. Localización del rotor de cola.

La masa del rotor de cola es de 18,264 kg.

Cámara:

La cámara de grabación se encuentra situada en la parte delantera de la estructura siendo las coordenadas de su centro de gravedad en ejes locales:

$$X_{local} = 0 \text{ mm}$$

$$Y_{local} = 33,630 \text{ mm}$$

$$Z_{local} = 0 \text{ mm}$$

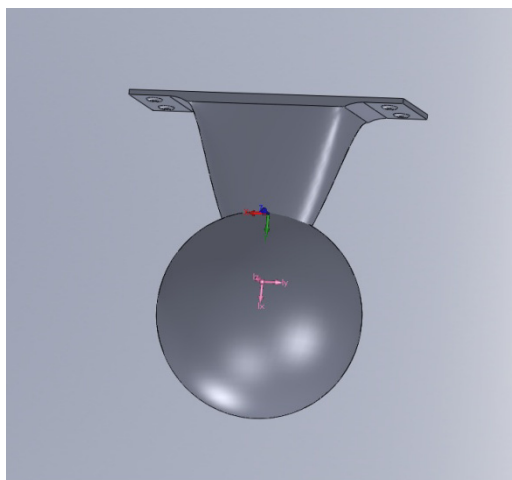


Figura 16. Cámara de vigilancia.

Mientras que sus coordenadas en ejes globales son:

$$X_{global} = -1513,300 \text{ mm}$$

$$Y_{global} = -707,750 \text{ mm}$$

$$Z_{global} = 256,805 \text{ mm}$$

El sistema de información (formado principalmente por la cámara de grabación) tiene una masa de 2,8 kg.

Estructura portante:

El conjunto de perfiles, soportes, uniones y remaches crea la estructura del helicóptero. Después de haber hablado de todas las partes que forman el helicóptero pero que no constituyen la estructura, es hora de hablar del peso de las que sí lo hacen. Sería un ejercicio pesado y de poco valor el obtener la masa de cada componente de la estructura para hallar la total, por lo que se opta por abreviar el cálculo. Para ello, se mayorará mediante un coeficiente multiplicativo la densidad de los perfiles en un 30% y se englobarán ahí todas las uniones y remaches. Por tanto, si el peso específico de la aleación de aluminio 6063 T-5 seleccionada es de 2700 kg/m^3 se introducirá un valor en el programa de modelado:

$$\rho_{modificada} = 1,3 \cdot 2700 = 3510 \text{ kg/m}^3$$

Tras haber cambiado las propiedades del material y seleccionar todos los perfiles a calcular, el programa devuelve que la masa de la estructura es de 76,340 kg.

Fuselaje:

Tan sólo queda por cifrar la masa del fuselaje para tener la del helicóptero por completo. El fuselaje es el recubrimiento que protege toda la estructura y está fabricado en láminas de fibra de carbono con epoxy de espesor 0,2 mm. El peso por área de este material y para el espesor mencionado es de 200 g/m^2 y teniendo en cuenta que el fuselaje consta de una superficie total de $11.230.096,976 \text{ mm}^2$, se puede afirmar que la masa tendrá un valor de:

$$M_{fuselaje} = 11.230.096,976 \cdot 10^{-6} \cdot 200 \cdot 10^{-3} = 2,246 \text{ kg}$$

Masa total del helicóptero:

Hechos todos los cálculos por separado de las masas, se puede realizar la suma para calcular la masa total del helicóptero.

Elemento	Masa en kg
Motor	78,350
Caja de cambios	35,000
Carga de pago	60,000
Rotor Principal	28,100
Depósitos	78,973
Rotor de cola	18,264
Cámara	2,800
Estructura	76,340
Fuselaje	2,246
	380,073
	Total

Tabla 1. Masas del helicóptero.

Una vez que ya se ha hablado de todos los estados másicos y se ha hallado la masa total, es momento de hablar de las cargas directamente aplicadas sobre el helicóptero.

En este caso al discretizar todos los cuerpos en estados másicos que estarán sometidos a su aceleración pertinente únicamente queda como carga por aplicar la fuerza que genera el rotor de cola. Dicha fuerza está originada por el movimiento de la masa de aire al girar las palas del rotor que por el principio de acción-reacción servirá para compensar el momento desestabilizante sobre el eje Y resultante del giro del rotor principal.

Una vez aclarado de dónde proviene esta fuerza es necesario calcular su valor. Para ello se debe partir de la superficie de contacto de las palas del rotor principal con el aire.

$$S_{palas} = \pi \cdot \frac{d^2}{4} = \pi \cdot \frac{5,512^2}{4} = 23,862 \text{ m}^2$$

Siendo d el diámetro de la circunferencia creada por el giro de las palas.

El peso total de la estructura es de 380,073 kg, la densidad del aire (a temperatura ambiente y al nivel del mar) de 1,225 kg/m³ y la sección de trabajo de las palas de 23,862 m². Con estos datos se calcula la velocidad lineal promedio con la que giran las palas del rotor principal.

$$v_i = \sqrt{\frac{380,073 \cdot 9,81}{2 \cdot 1,225 \cdot 23,862}} = 7,986 \text{ m/s}$$

La potencia indicada se calcula partiendo de la fuerza resultante T en Newtons (de igual valor que el peso del helicóptero) y de la velocidad calculada anteriormente, aplicando un factor multiplicativo de (1+0,18) para compensar el error de cálculo de la velocidad lineal promedio con la que giran las palas del rotor principal.

$$P_i = \frac{T \cdot v_i}{1000} \cdot (1 + 0,18) = \frac{380,073 \cdot 9,81 \cdot 7,986}{1000} \cdot (1 + 0,18) = 35,136 \text{ kw}$$

La potencia parásita necesaria para generar la potencia indicada equivale a un 20% del valor anterior:

$$P_{par} \cong 0,2 \cdot P_i = 0,2 \cdot 35,136 = 7,027 \text{ kw}$$

La potencia total será por tanto la suma de ambas:

$$P_T = P_i + P_{par} = 35,136 + 7,027 = 42,163 \text{ kw}$$

Suponiendo una velocidad angular de giro del rotor principal $n = 650 \text{ rpm}$, el momento generado por dicho rotor es, según las unidades dadas:

$$P_T = \frac{M_{rotor} \cdot n}{9550} \rightarrow M_{rotor} = \frac{P_T \cdot 9550}{n} = \frac{42,163 \cdot 9550}{650} = 619,472 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Para equilibrar el momento generado por el rotor principal actúa el momento antipar del fenestron, donde:

$$M_{rotor} + M_{antipar} = 0$$

$$|M_{rotor}| = -|M_{antipar}| = -619,472 \vec{k} \text{ N} \cdot \text{m}$$

Siendo la fuerza producida por el fenestron para equilibrar el momento del rotor principal:

$$M_{antipar} = -619,472 \vec{k} = F_{fenestron} \cdot d \rightarrow F_{fenestron} = \frac{-619,472}{3,049} = -203,172 \vec{k} \text{ N}$$

Como se puede observar la fuerza originada por el rotor de cola tenderá a alinear la estructura del helicóptero evitando su giro, con una dirección en el eje Z y sentido negativo según los ejes del helicóptero.

3.2. Vuelo estacionario

El vuelo estacionario está considerado como un movimiento de traslación a velocidad constante que será el habitual para el desplazamiento del helicóptero. El sistema de fuerzas deberá estar equilibrado para que se produzca este movimiento, siendo necesario aplicar aceleraciones para que esto se cumpla.

Aparecen unas condiciones de equilibrio tales que obligan al helicóptero a cambiar su posición de reposo. En el plano XY y sin tener en cuenta la fuerza del rotor de cola, la variación de la posición se produce al estar el centro de gravedad de toda la estructura desalineado en el eje vertical (Y) con el centro de gravedad del rotor principal, donde se aplica la fuerza de elevación. Para entenderlo mejor se puede observar la siguiente imagen.

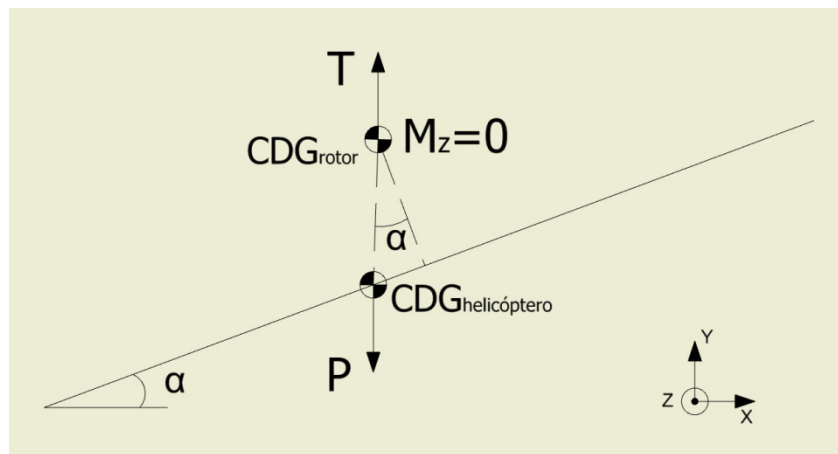


Figura 17. Esquema de posición de equilibrio en vuelo estacionario.

En el dibujo anterior, aparecen unas cargas aplicadas donde T es la fuerza de elevación que produce el rotor principal y P es el peso de la estructura.

Como el centro de gravedad del rotor principal equivale a un punto sobre el que se aplican las condiciones de apoyo, todo el conjunto del helicóptero tiende a buscar un estado de equilibrio sobre el que los momentos en el eje Z sean de valor 0. Además, según el sistema de cargas, los momentos en X y en Y también tienen como valor 0.

Para localizar la nueva posición que tomará el helicóptero es necesario desglosar el sistema en dos casos distintos según los ejes X e Y para luego resolver un sistema de ecuaciones que dará como resultado las aceleraciones que se producen en cada eje de coordenadas.

- Primer caso:

Se sitúa la estructura en su posición inicial de equilibrio y se aplica una fuerza inercial de 9,81 N/kg en el eje Y en sentido descendente. Esta fuerza produce que aparezca sobre el centro de gravedad de toda la estructura una fuerza P que tendrá como valor:

$$P = m_{total} \cdot g = 380,073 \cdot (-9,81) = -3728,516 \text{ N}$$

Aparecerá entonces una fuerza T partiendo del centro de gravedad del rotor principal en el eje vertical (Y) y en sentido positivo del mismo valor que P.

Y como los centros de gravedad mencionados no se encuentran alineados con respecto al eje Y intervendrá también un momento en Z sobre el rotor originado por la carga P.

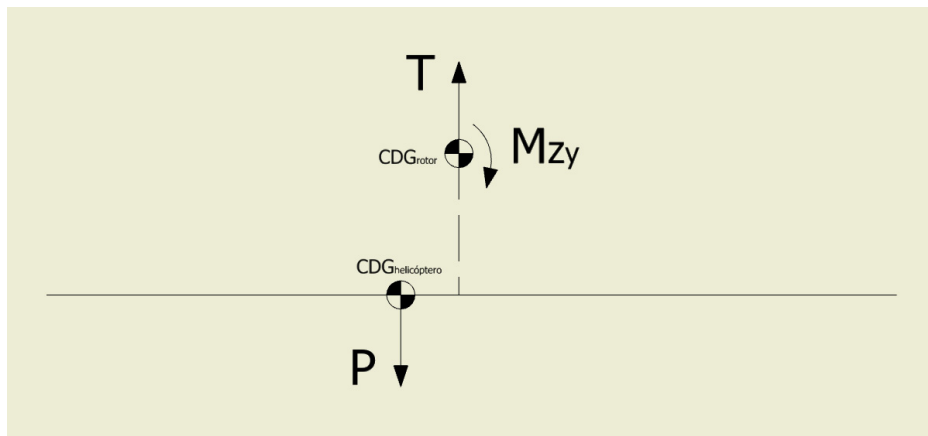


Figura 18. Esquema de posición en eje Y en vuelo estacionario.

Utilizando el software de elementos finitos ANSYS como herramienta de cálculo, se obtiene el momento mencionado en este punto, que tiene un valor de:

$$M_{zy} = -7,382 \cdot 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

- Segundo caso:

Se vuelve a fijar la estructura en su posición inicial y se aplica esta vez una fuerza inercial sobre el eje X en sentido negativo de 9,81 N/kg al igual que en el caso anterior.

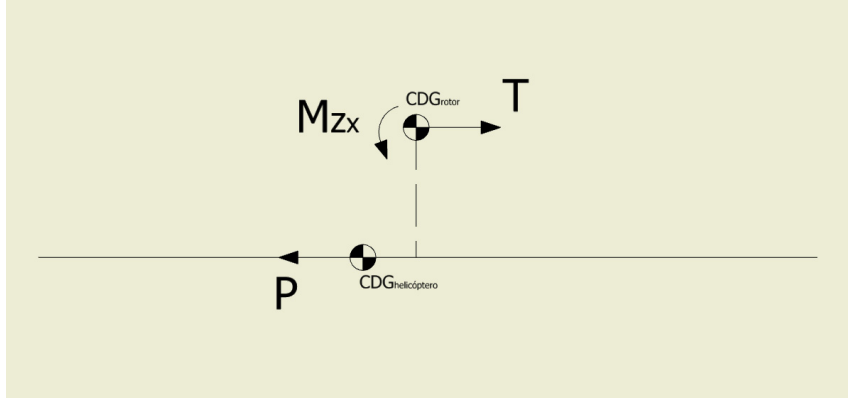


Figura 19. Esquema de posición en eje X en vuelo estacionario.

El valor de la fuerza P será de -3728,516 N (al igual que en el caso anterior) que será del mismo valor que T pero con sentido contrario.

Aplicando las condiciones al software se obtiene el momento en Z originado por la carga P en el eje X:

$$M_{z_x} = 1,634 \cdot 10^6 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

Tras haber realizado todo lo anterior se puede escribir que:

$$g_x = (a_x \cdot g) \vec{i}$$

$$g_y = (a_y \cdot g) \vec{j}$$

Donde g es la fuerza inercial aplicada (fuerza de la gravedad) y a_x y a_y son los coeficientes que se aplican a dicha fuerza inercial para distribuirla sobre los ejes de coordenadas.

De esta manera, se plantea un sistema de ecuaciones a resolver con los valores calculados anteriormente:

$$\begin{cases} a_x^2 + a_y^2 = 1 \\ a_x \cdot M_{z_x} + a_y \cdot M_{z_y} = 0 \end{cases}$$

Añadiendo el valor numérico a cada incógnita:

$$\begin{cases} a_x^2 + a_y^2 = 1 \\ a_x \cdot 1,634 \cdot 10^6 - a_y \cdot 7,382 \cdot 10^5 = 0 \end{cases}$$

Se pasa a resolver el sistema despejando el valor de la aceleración en el eje X, para a continuación sustituir en la ecuación anterior y obtener a_y :

$$a_x = \frac{a_y \cdot 7,382 \cdot 10^5}{1,634 \cdot 10^6} = \frac{a_y}{2,213}$$

$$\left(\frac{a_y}{2,213}\right)^2 + a_y^2 = 1$$

$$a_y = 0,911 \text{ mm/s}^2$$

Volviendo a la otra ecuación y despejando:

$$a_x = 0,412 \text{ mm/s}^2$$

Una vez obtenidos estos valores se puede calcular la fuerza P (y por tanto también la carga T) para que se alcance el equilibrio.

Volviendo a las ecuaciones anteriores:

$$g_x = (a_x \cdot g) = 0,412 \cdot 9,81 = 4,042 \text{ N/kg}$$

$$g_y = (a_y \cdot g) = 0,911 \cdot 9,81 = 8,937 \text{ N/kg}$$

Éstas serán las fuerzas inerciales que se aplicarán sobre los ejes X e Y. Y la fuerza T sobre los mismos ejes toma los valores:

$$T_x = 380,073 \cdot 4,042 = 1536,256 \text{ N}$$

$$T_y = 380,073 \cdot 8,937 = 3396,712 \text{ N}$$

Mediante los cálculos anteriores y por métodos geométricos se puede obtener el valor del ángulo de inclinación de la estructura.

$$\tan \alpha = \frac{0,412}{0,911} \rightarrow \alpha = 24,33^\circ$$

El giro del rotor principal para sostener el helicóptero genera un momento desestabilizante en el eje Y (vertical) del helicóptero que deberá ser compensado con una fuerza ejercida por el giro del rotor de cola. Esta fuerza, calculada en el apartado de cargas y estados máxicos, tiene un valor de:

$$F_z = -203,172 \vec{k} \text{ N}$$

Esta fuerza provocará un segundo desequilibrio sobre la estructura que deberá compensar el rotor principal con una fuerza de reacción en el mismo eje Z pero con sentido contrario.

A partir de dicha fuerza, y conociendo la masa global de la estructura se puede calcular la aceleración en Z provocada por dicha fuerza, siendo:

$$a_z = \frac{203,172}{380,073} = 0,535 \text{ m/s}^2 = 5,35 \cdot 10^{-4} \text{ mm/s}^2$$

De la misma manera que para el cálculo en el plano anterior, aparecerá un giro de la estructura para colocarse en equilibrio. El ángulo de dicho giro medido sobre el plano YZ será de:

$$\tan \beta = \frac{5,35 \cdot 10^{-4}}{0,911} \rightarrow \beta = 0,03^\circ$$

Se puede ver que el ángulo es casi despreciable y lo absorberá la geometría de las palas.

Calculados los valores de las aceleraciones y las fuerzas a las que está sometida la estructura e incluso los ángulos de giro de la posición final, tan sólo queda analizar el modelo con el software de cálculo ANSYS versión 12.1.

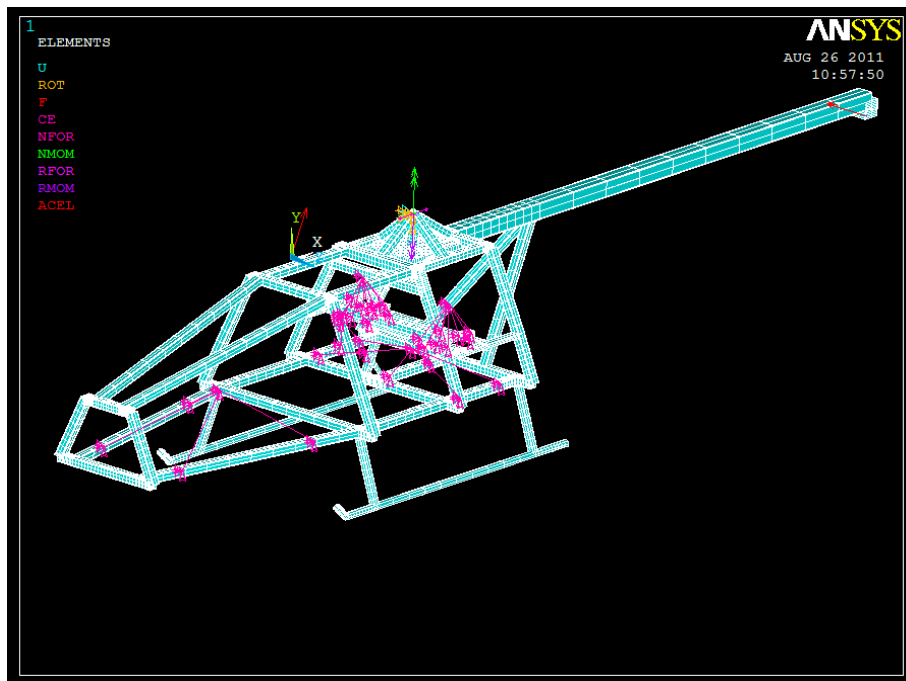


Figura 20. Estructura del helicóptero mallada y con condiciones de contorno.

En la imagen anterior se puede observar:

- La estructura del helicóptero con los elementos mallados según la sección de los perfiles.
- En color rosado los enlaces de los estados máxicos con el resto de la estructura.
- La fuerza del rotor de cola en la parte trasera del helicóptero.
- En el origen de coordenadas se dibuja la dirección y sentido del módulo de la aceleración.
- Las fuerzas de reacción en el empotramiento que tiene lugar en el centro de gravedad del rotor de cola.

Tras ver el modelo dibujado es necesario solucionar la estructura y pasar a ver los resultados.

Como primer cálculo se visualiza la estructura deformada con un factor de amplificación de 7,5 para apreciarla mejor:

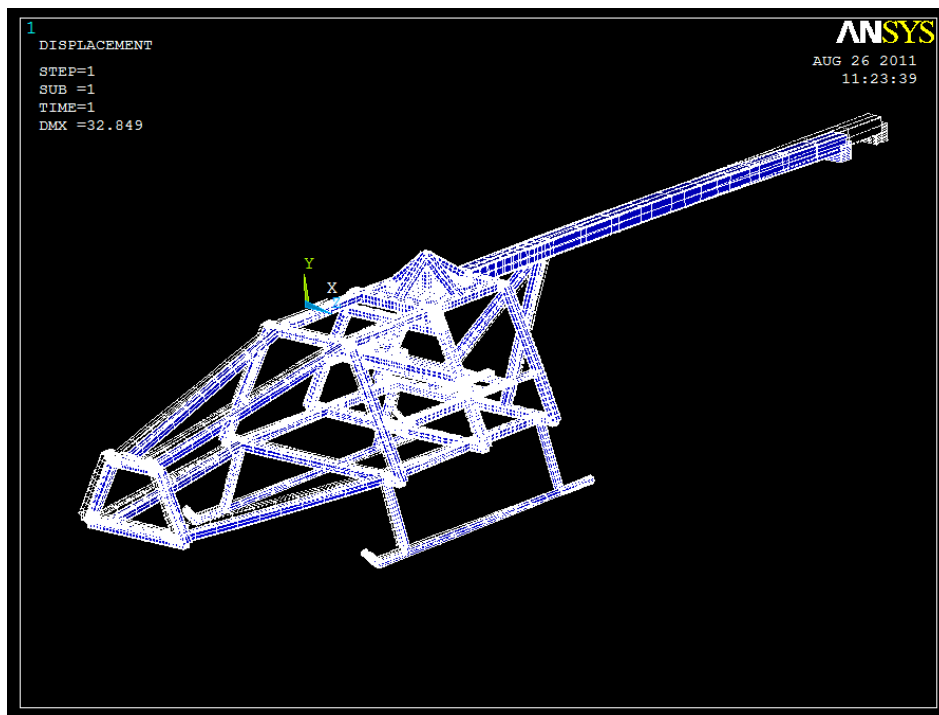


Figura 21. Deformada de la estructura.

Tras esta imagen, la siguiente muestra el valor del vector suma de los desplazamientos comprendiendo los tres ejes: X,Y y Z.

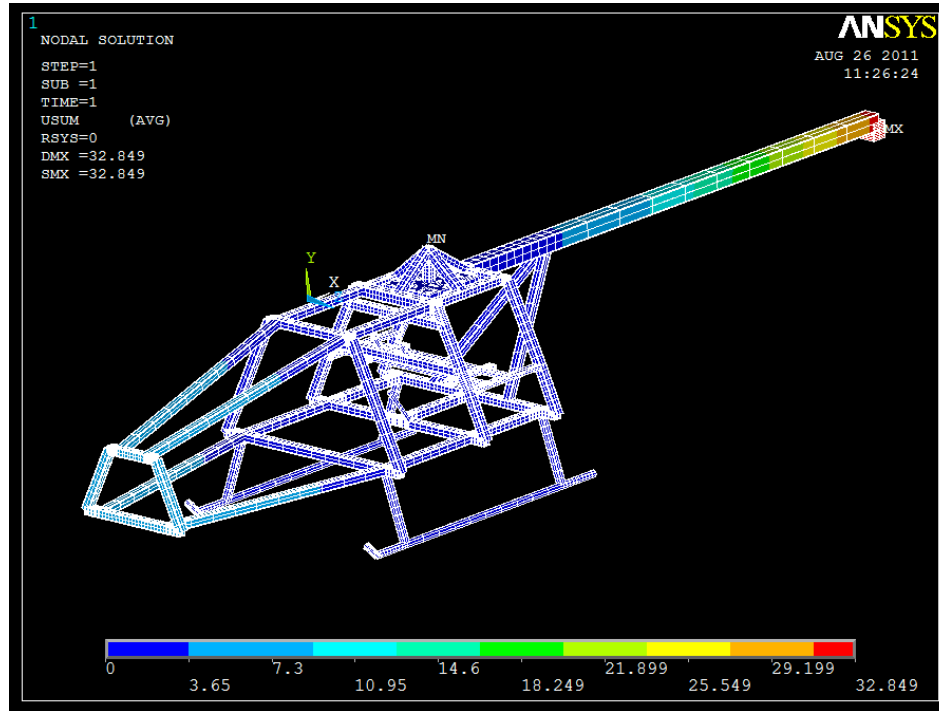


Figura 22. Desplazamientos de la estructura.

Donde se puede apreciar que el desplazamiento máximo se lleva a cabo en el extremo trasero del larguero que sujeta el rotor de cola, con un valor de 32,849 mm, siendo los desplazamientos según los ejes:

$$X = 0 \vec{i} \text{ mm} \quad Y = -16,641 \vec{j} \text{ mm} \quad Z = -28,321 \vec{k} \text{ mm}$$

El desplazamiento máximo en el plano YZ será:

$$d = \sqrt{(-16,641)^2 + (-28,321)^2} = 32,848 \text{ mm}$$

El ángulo girado por el larguero con respecto al eje X será:

$$\tan \theta = \frac{32,848}{2800}$$

$$\theta = 0,67^\circ$$

El resultado es menor a los 3° máximos de giro permitidos.

El valor del ángulo de rotación en los tres ejes de todos los componentes de la estructura es prácticamente 0.

Por último, la siguiente imagen muestra el valor de las tensiones según el criterio de Von Mises siendo el resultado que finalmente dimensione la estructura.

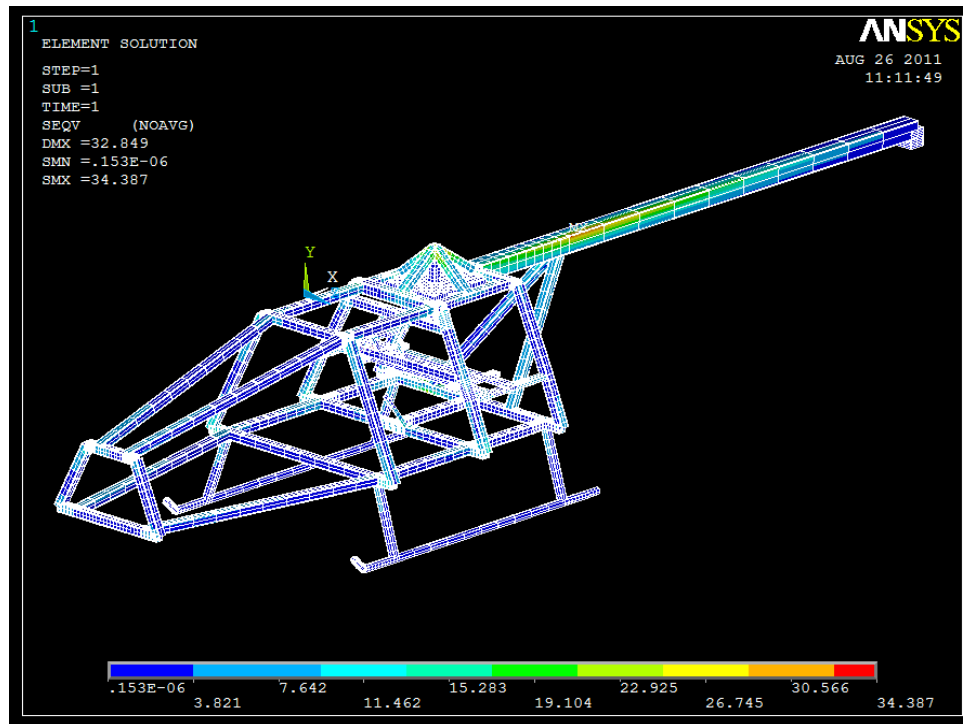


Figura 23. Tensiones en la estructura según Von Mises.

El resultado más desfavorable se encuentra en el perfil que soporta el rotor de cola con una tensión cuyo valor es de:

$$\sigma_{V.Mises} = 34,387 \text{ MPa}$$

Este caso de vuelo estacionario llevará un coeficiente de seguridad de 3 por lo que:

$$\sigma_{material} = 170 \text{ MPa}$$

Se trabajará siempre con el límite elástico del material al suponer que falla en cuanto deforma plásticamente.

$$C_s = \frac{\sigma_{material}}{\sigma_{máx.admisible}}$$
$$\sigma_{máx.admisible} = \frac{\sigma_{material}}{C_s} = \frac{170}{3} = 56,667 \text{ MPa}$$

Donde se cumple que:

$$\sigma_{máx.admisible} > \sigma_{V.Mises}$$
$$56,667 \text{ MPa} > 34,387 \text{ MPa}$$

Y calculando el coeficiente de seguridad que realmente actúa en la estructura:

$$Cs = \frac{\sigma_{material}}{\sigma_{v.Mises}} = \frac{170}{34,387} = 4,94$$

3.3. Aterrizaje

El segundo estado másico corresponde con el de aterrizaje del helicóptero. Por motivos lógicos se plantea un estudio en el que las condiciones de contorno se fijarán sobre los patines y se aplicará una fuerza inercial debida al aterrizaje de 3,5 veces la fuerza de la gravedad en dirección vertical (eje Y) y sentido negativo que simulará el comportamiento de toda la estructura cuando se produce el contacto con el suelo.

De igual manera se aplicarán las cargas del estado anterior y las masas se verán aceleradas por la fuerza inercial que es la que cambia con respecto al vuelo estacionario.

Tras resolver el modelo en el software de elementos finitos, los resultados se verán a continuación.

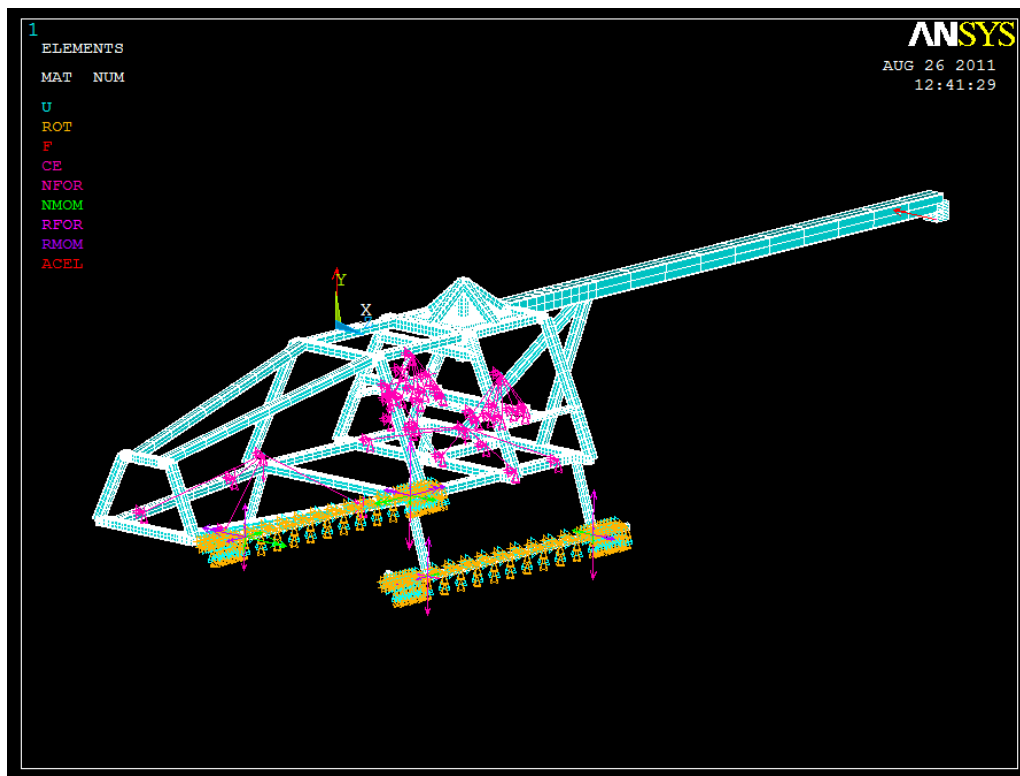


Figura 24. Estructura del helicóptero mallada y con condiciones de contorno.

La imagen del modelo es muy similar a la del anterior caso, cambiando las condiciones de apoyo (esta vez sobre los patines) y el vector de la fuerza gravitatoria tomando un valor de 34,335 N/kg (3,5G).

En la siguiente imagen se dibuja la estructura deformada con la inicial con una escala de amplificación de 5 veces la deformada real.

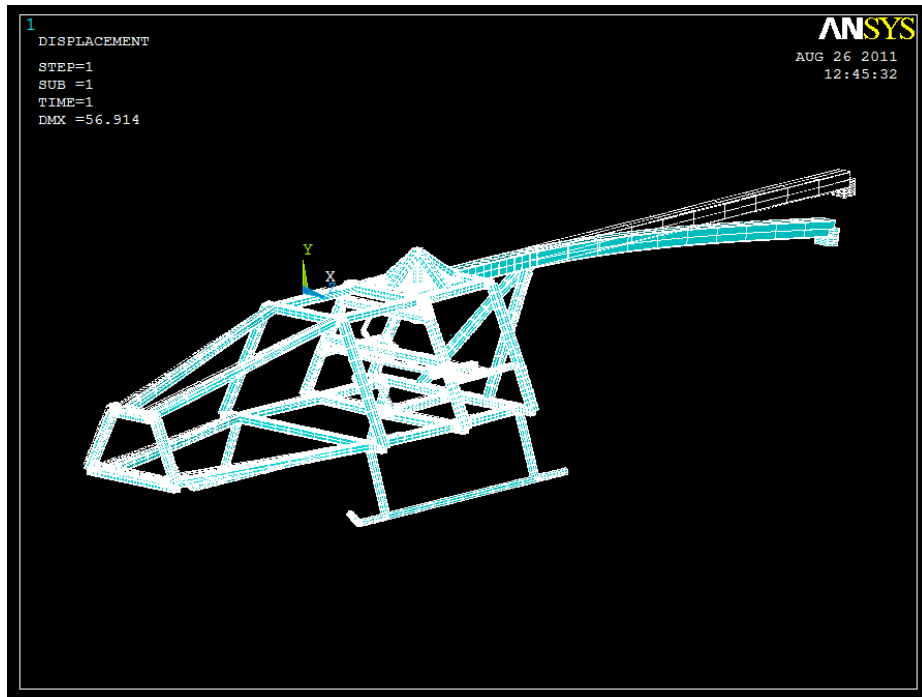


Figura 25. Deformada de la estructura

Al igual que en el caso anterior la máxima deformación se lleva a cabo en el larguero soporte del rotor de cola.

El módulo del vector de los desplazamientos en la estructura toma los valores de la imagen:

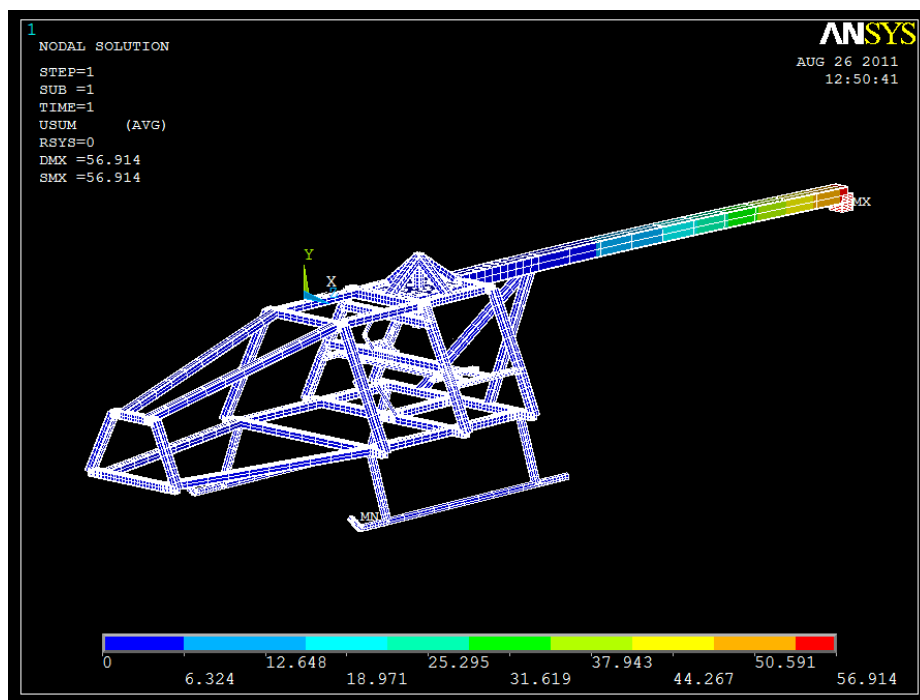


Figura 26. Desplazamientos de la estructura.

Con un máximo situado en el mismo punto que en el caso anterior con un valor de 56,914 mm. El vector máximo de desplazamientos tiene las componentes:

$$X = 1,472 \vec{i} \text{ mm} \quad Y = -53,096 \vec{j} \text{ mm} \quad Z = -20,373 \vec{k} \text{ mm}$$

Al igual que en el apartado anterior se calculará el máximo giro del soporte del fenestron. Para ello, el desplazamiento máximo en el plano YZ será:

$$d = \sqrt{(-53,096)^2 + (-20,373)^2} = 56,870 \text{ mm}$$

El ángulo girado por el larguero con respecto al eje X será:

$$\tan \theta = \frac{56,870}{2800}$$

$$\theta = 1,16^\circ$$

El resultado sigue siendo menor a los 3° máximos de giro permitidos, por lo que no deforma excesivamente cumpliendo los requisitos de diseño.

El valor del ángulo de rotación en los tres ejes de toda la estructura también es prácticamente 0.

A continuación se estudian las tensiones según criterio de Von Mises para comprobar que la estructura soporta este segundo estado de cargas.

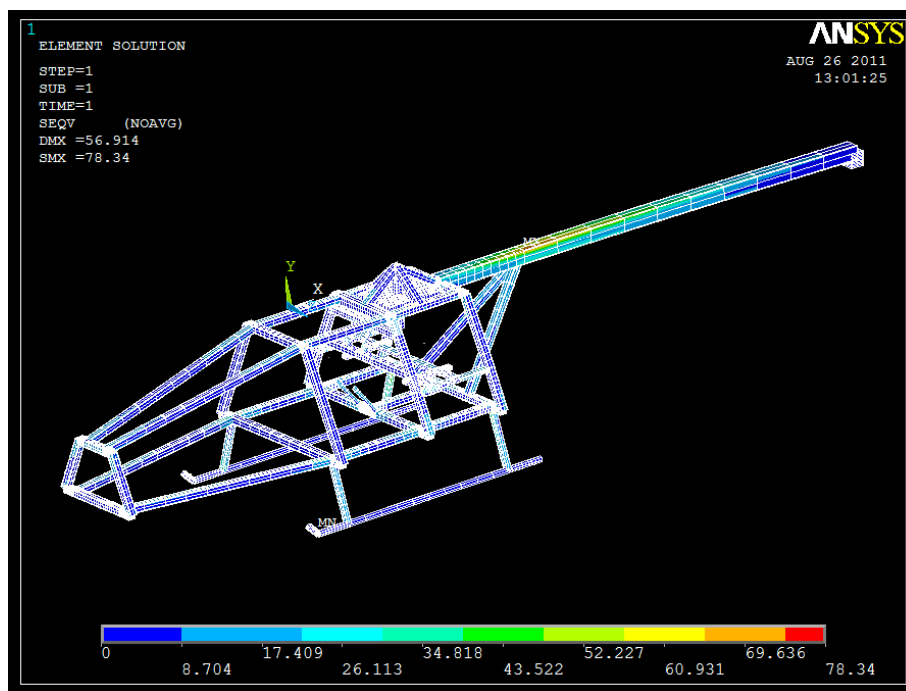


Figura 27. Tensiones en la estructura según Von Mises.

La tensión máxima se sigue encontrando en el mismo lugar esta vez con un valor de:

$$\sigma_{V.Mises} = 78,340 \text{ MPa}$$

La aleación de aluminio 6063 T-5 tiene un límite elástico de:

$$\sigma_{material} = 170 \text{ MPa}$$

Donde el coeficiente de seguridad será de:

$$Cs = \frac{\sigma_{material}}{\sigma_{V.Mises}} = \frac{170}{78,340} = 2,17$$

Siendo mayor al coeficiente estipulado para este caso:

$$Cs = 1,5$$

Lo que significa que la estructura soporta los dos estados de carga.

4. Justificación de la estructura

El diseño es una parte muy importante a la hora de realizar cualquier proyecto y sin embargo puede pasar desapercibida con respecto al resto de apartados que pueden llamar más la atención.

En un primer boceto de cómo puede ser el diseño de la pieza se cometen infinidad de cambios y en muchas ocasiones la forma final no tiene mucho que ver con esa primera idea, pero son mejoras que a priori no se tienen en cuenta y van surgiendo conforme avanza el proyecto.

Algunos de estos aspectos se van a ver en este apartado, comentando la posible mejora de la idea original.

Una de las partes que más cambios ha recibido son los soportes del larguero que sujeta el rotor de cola. La primera idea es la más lógica, dos soportes que cojan el larguero por debajo facilitando la unión. El problema surge cuando por debajo del larguero tiene que pasar el eje cardan que transmita la potencia desde la caja de cambios hasta el rotor de cola.

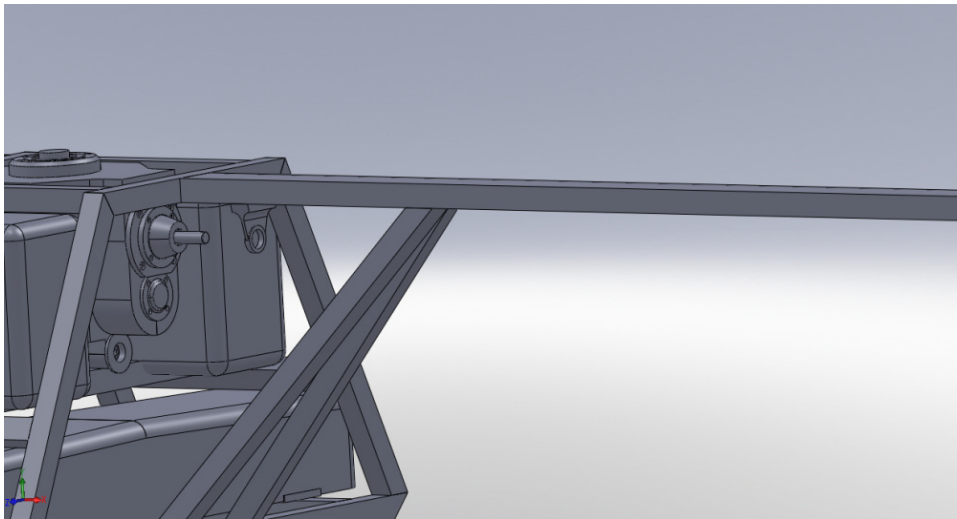


Figura 28. Soportes iniciales

La primera alternativa que surge es la de llevar los perfiles al lateral del larguero, pero la forma de unión es complicada y el corte que se debe dar a los perfiles no termina de convencer.

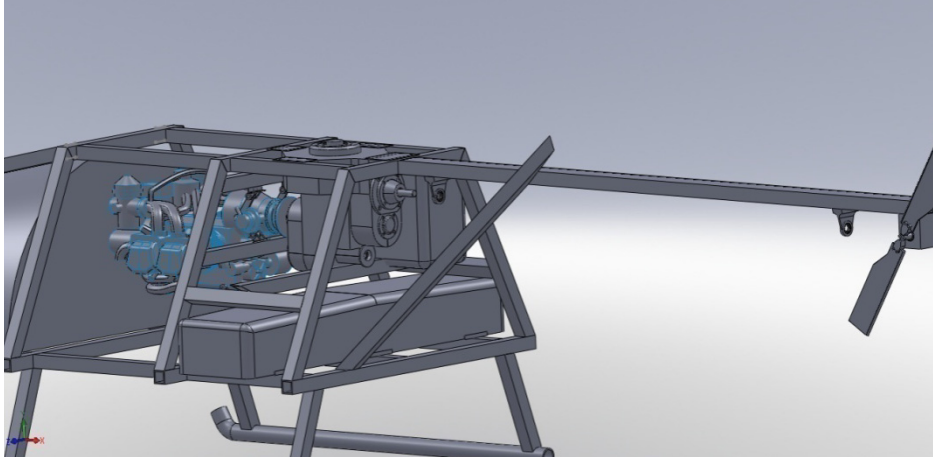


Figura 29. Soportes alternativos

Se plantea entonces crear una especie de entramado para soportar el larguero y que a su vez exista espacio para el eje de transmisión. Esta idea es desechada al no ser estructuralmente muy segura y complicar bastante los cálculos.

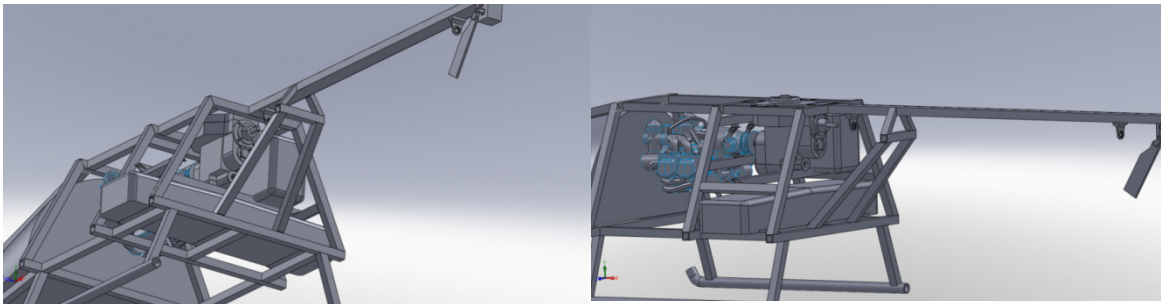


Figura 30. Entramado alternativo

Así que finalmente se vuelve al planteamiento anterior cortando los perfiles y anclándolos en el lateral del larguero.

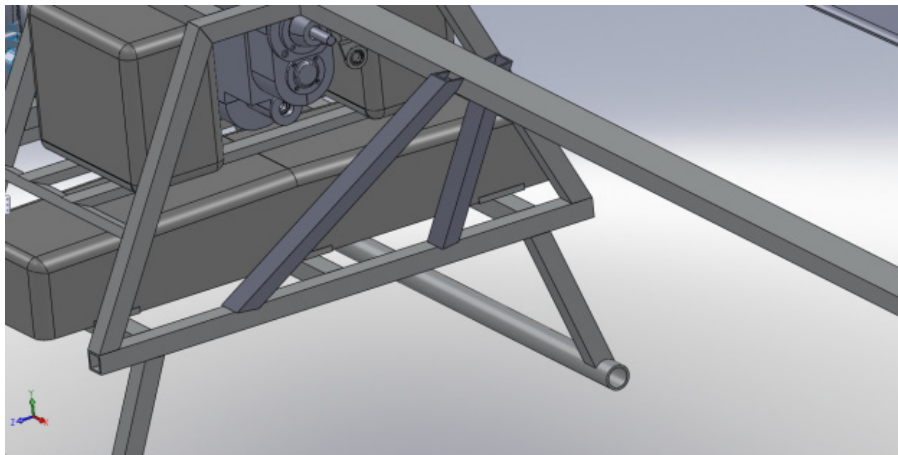


Figura 31. Solución final

Una última modificación es necesaria: se aumenta la sección de los perfiles para poder tener la superficie suficiente para remachar la unión y que soporte los esfuerzos.

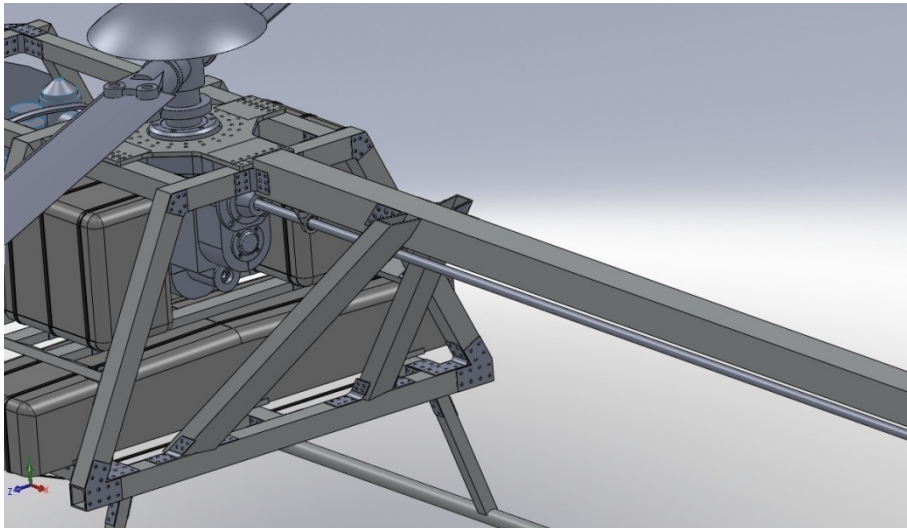


Figura 32. Incremento de la sección del perfil

Otro cambio de diseño ha sido el rotor de cola. En un principio se partía del modelado en la imagen, pero como se puede observar era demasiado grande para la estructura.

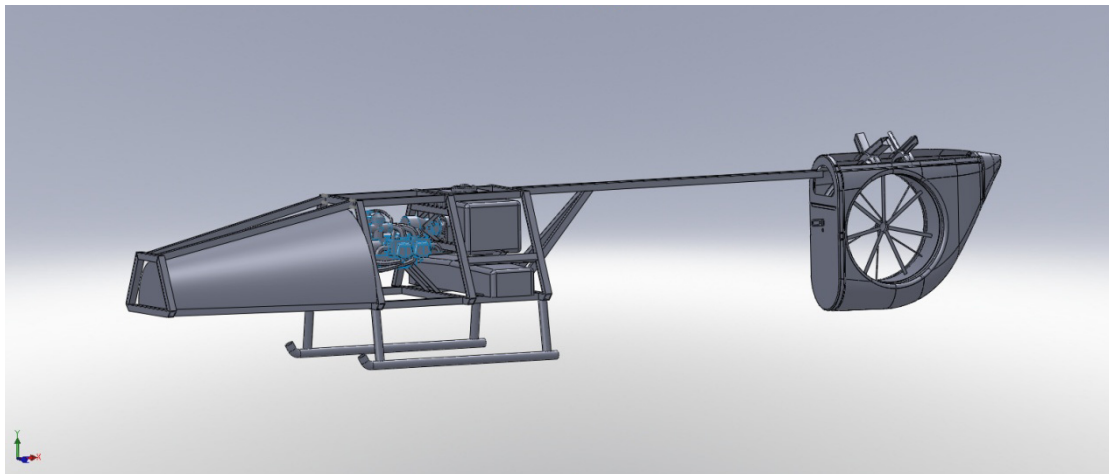


Figura 33. Primer rotor de cola

Se requiere entonces modelar un nuevo rotor de cola más pequeño pero que siga cumpliendo las mismas condiciones.

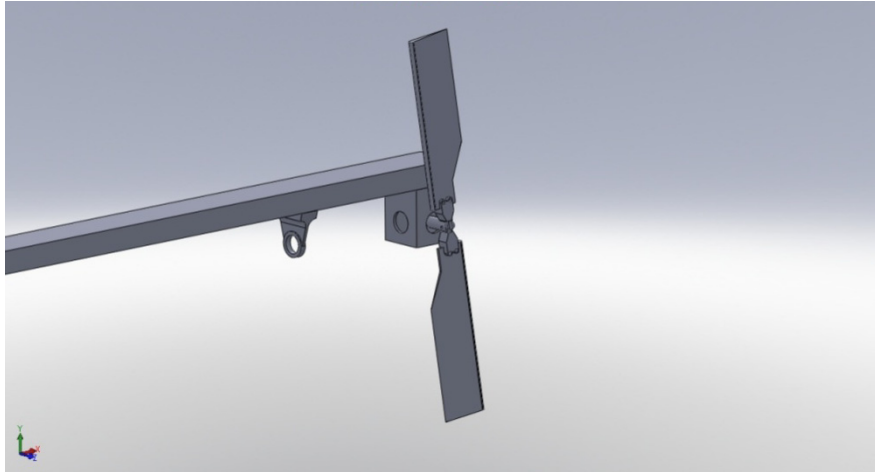


Figura 34. Rotor de cola definitivo.

Debe permitirse el giro en el eje Z pero además también se tiene que poder inclinar unos grados el plano XY para compensar la desalineación del helicóptero en vuelo. Para ello se crea el eje de giro con forma de horquilla para que a través de un bulón se una con el eje de las palas y se pueda permitir la configuración nombrada.

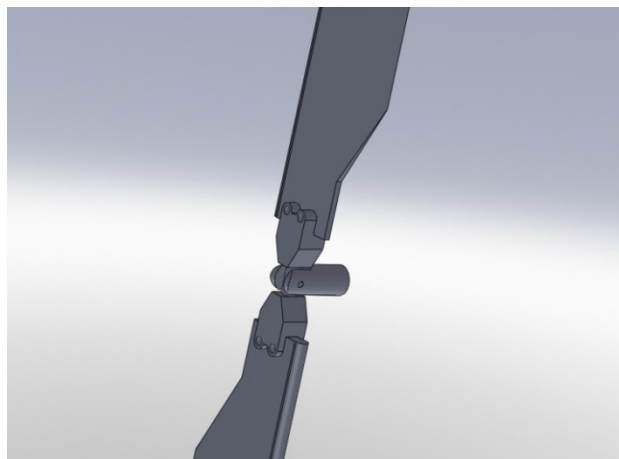


Figura 35. Detalle del mecanismo del rotor de cola.

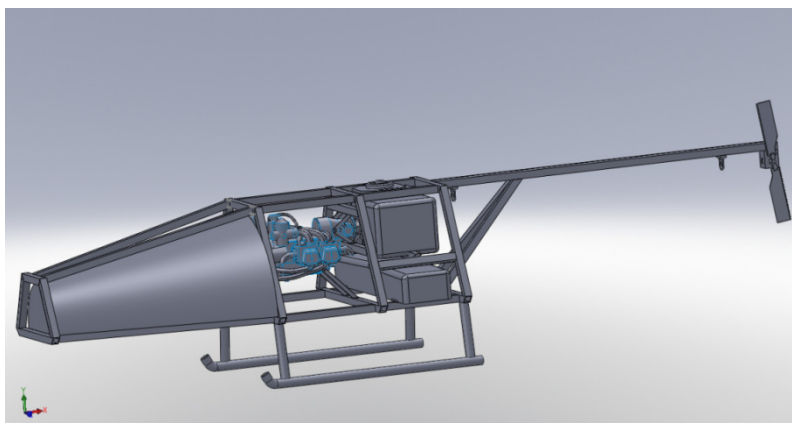


Figura 36. Vista global de la estructura con el nuevo rotor.

Otro caso de cambio del diseño inicial es el de los soportes del motor. En un principio los soportes superiores se habían dibujado en una sola pieza, con el inconveniente de que se generaba un estado de cargas desfavorable para la propia pieza al estar sometidos a tracción-compresión y flexión a la vez.

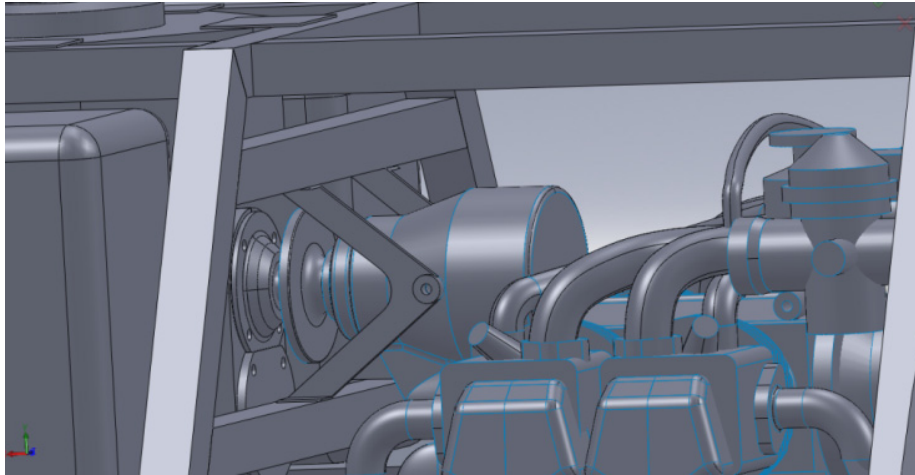


Figura 37. Primeros soportes de motor superiores.

Además estaban anclados directamente con remaches sobre la estructura, lo que producía que los momentos generados pasasen directamente al resto de perfiles.

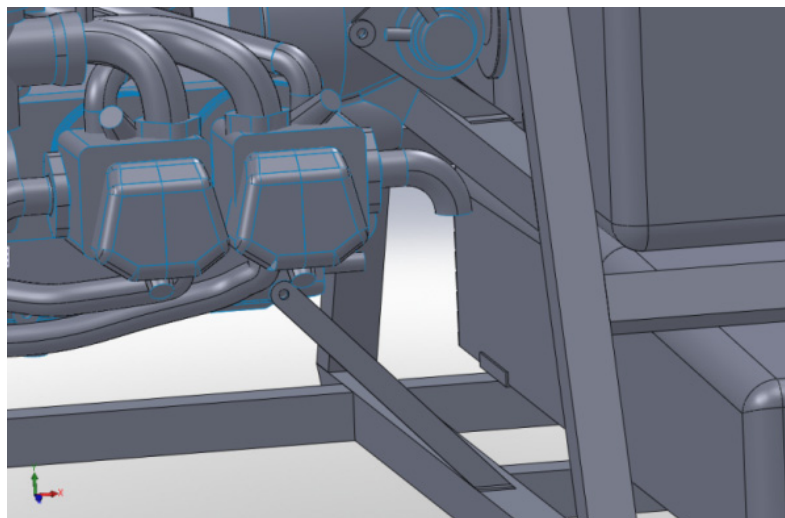


Figura 38. Primeros soportes de motor inferiores.

Introduciendo orejetas en los extremos y fabricando cada soporte en una pieza se consigue que estén sometidos sólo a tracción-compresión y libera los momentos creando una estructura más descargada.

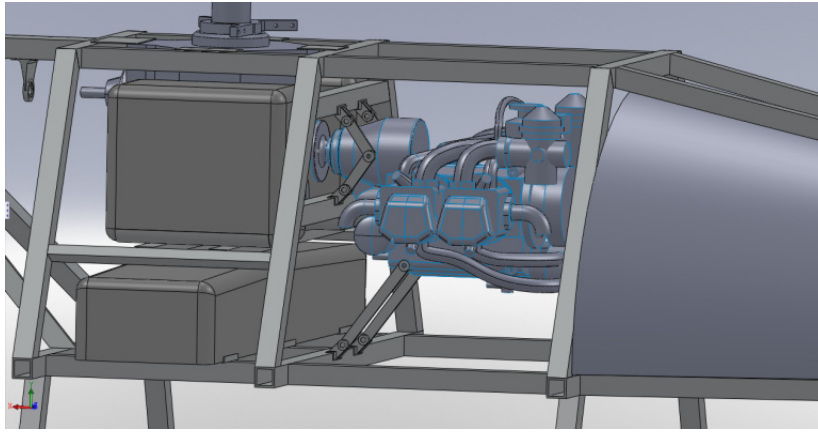


Figura 39. Soportes definitivos.

Una vez diseñada la orejeta y calculando los remaches se debe dotar de una mayor superficie de base para no provocar interferencia entre los remaches en ángulo recto.

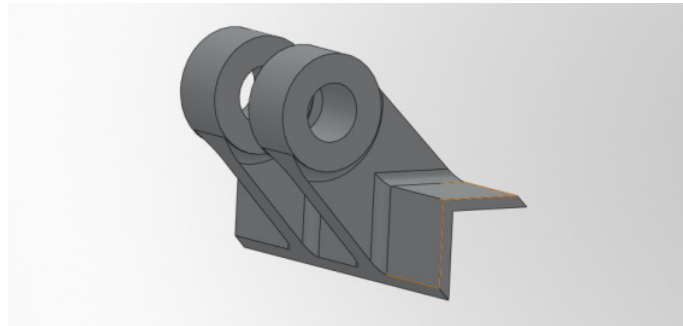


Figura 40. Orejeta de unión.

En un primer momento la terminación de los perfiles inferiores de los arcos estaban diseñadas en principio en ángulo para evitar tener un canto excesivamente en punta pero se debilita la estructura por cuestiones de resistencia, por lo que se cortan en ángulo recto.

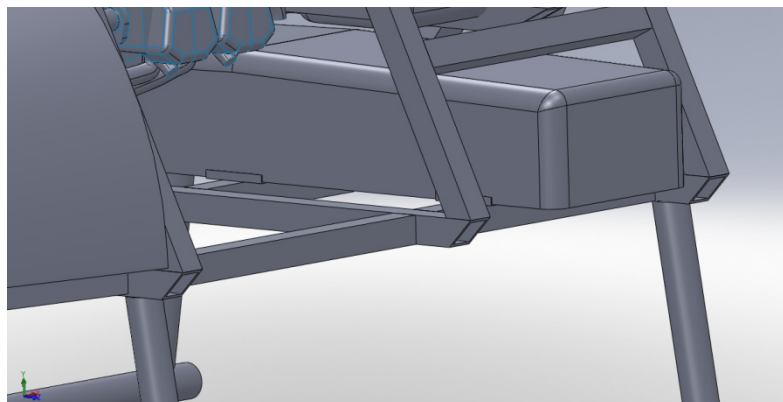


Figura 41. Terminación en ángulo.

El cambio queda:

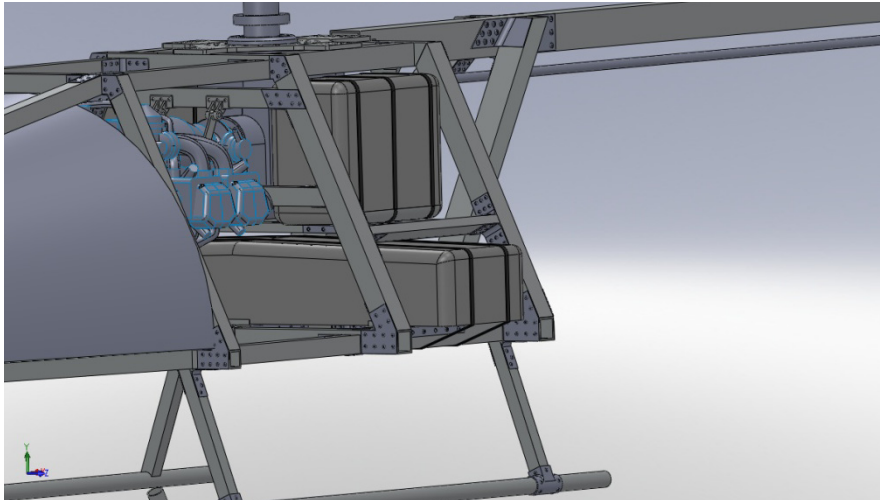


Figura 42. Corte recto.

Para que no se deforme excesivamente el depósito inferior de combustible se añade un tercer perfil que sirva de apoyo.

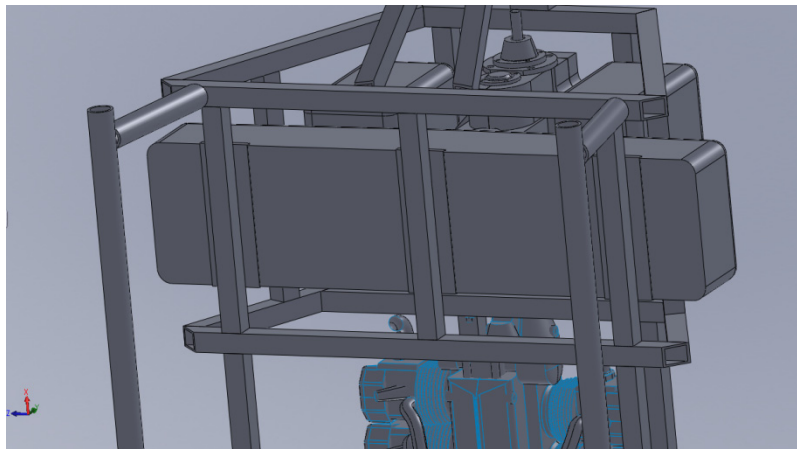


Figura 43. Perfil extra para el soporte del depósito.

Otro aspecto de diseño es el cambio de los perfiles que anclan los patines a la estructura. En un principio se habían diseñado en perfil circular pero añade la problemática de tener que fabricar uniones mecanizadas. Si se colocan perfiles de sección cuadrada las uniones con el patín deberán ser igualmente mecanizadas pero las uniones con la estructura serán de chapa plegada mucho más económicas y fáciles de montar.

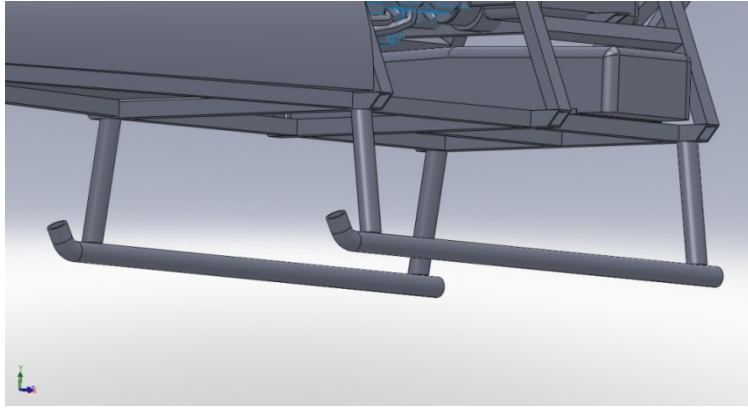


Figura 44. Perfiles redondos.

Los perfiles modificados con sus uniones quedan finalmente como muestra la imagen.

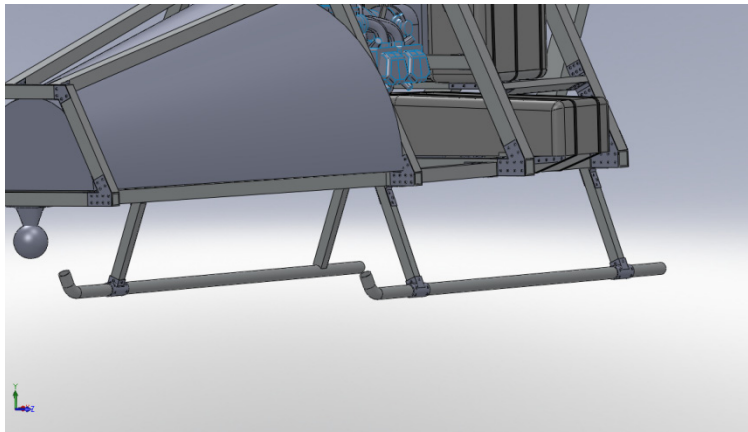


Figura 45. Perfiles cuadrados.

Y se le dota de una forma concreta de terminación para acoplarse mejor sobre el patín.

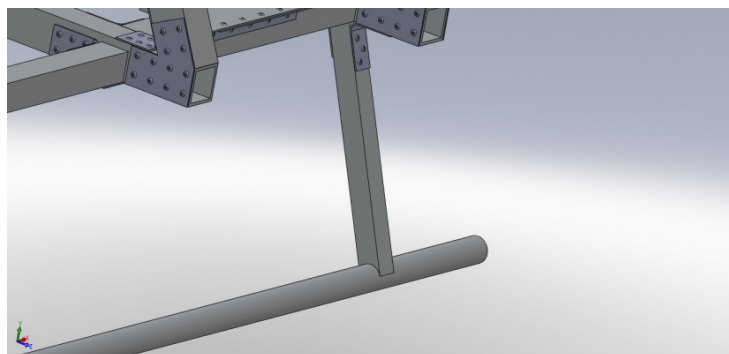


Figura 46. Detalle de los perfiles cuadrados.

La unión mecanizada sujeta los dos perfiles.

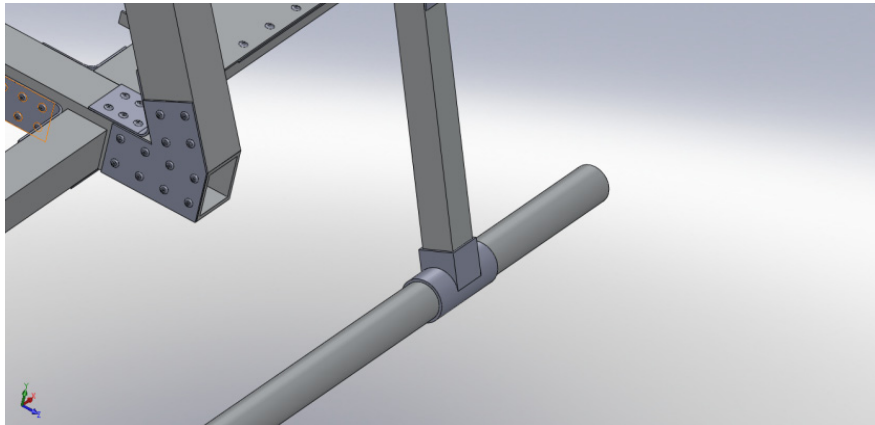


Figura 47. Unión mecanizada soporte del patín.

Para la sujeción de los depósitos pequeños se acude a unos perfiles rectangulares menores para conseguir que no se produzca interferencia con la caja de cambios sin tener que aumentar el espacio general de la estructura.

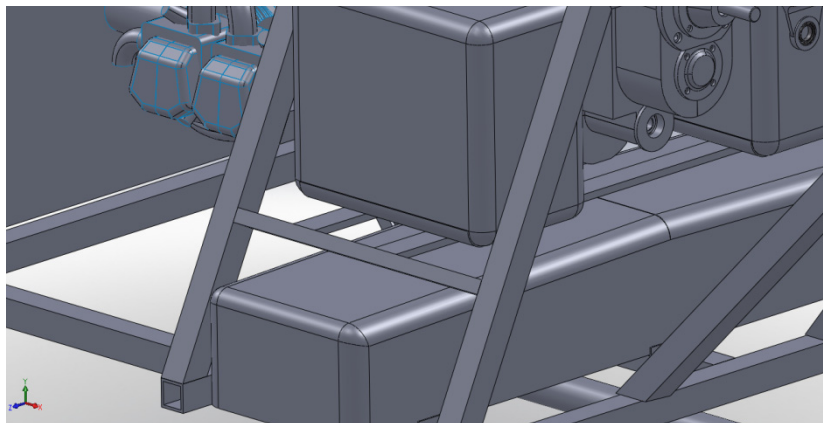


Figura 48. Perfiles rectangulares soporte de los depósitos.

Los soportes que sujetan el eje de transmisión hacia el rotor de cola se habían diseñado en un principio para anclarse mediante uniones externas y remacharse pero es más lógico diseñar un modelo de soporte que directamente se remache sobre el larguero ahorrando el añadir piezas externas.

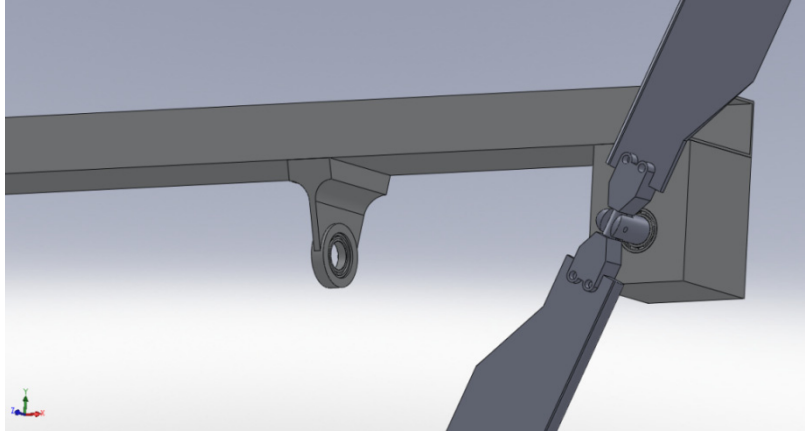


Figura 49. Primer soporte del eje de transmisión.

Con la superficie para remacharse el soporte queda:

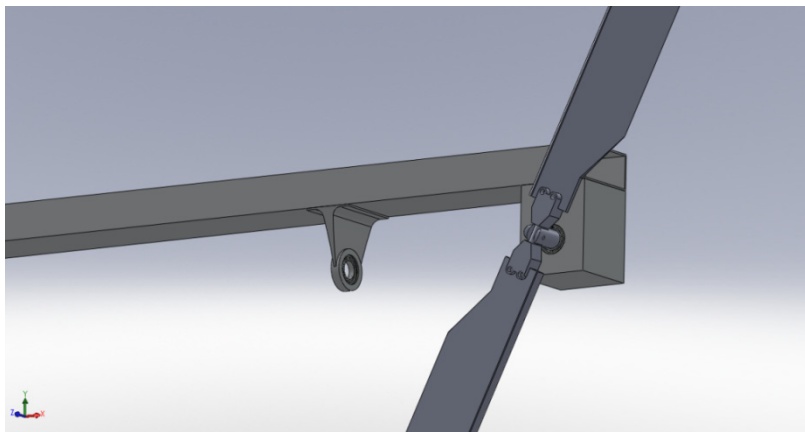


Figura 50. Segundo soporte del eje de transmisión.

Pero tras calcular los remaches y las distancias mínimas que hay que dejar, la base del soporte aumenta y queda de la siguiente manera:

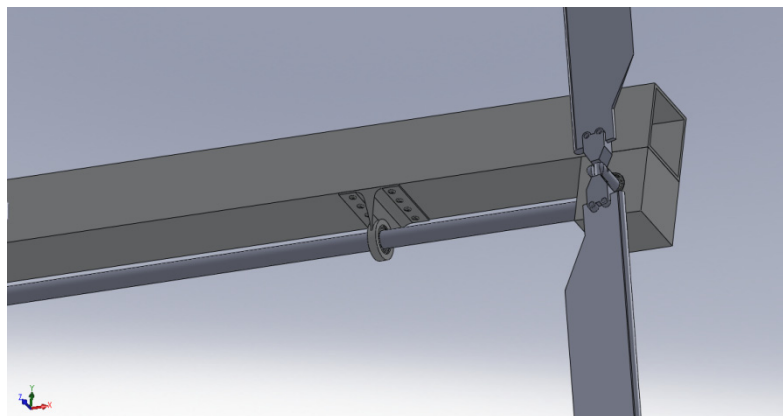


Figura 51. Soporte del eje de transmisión final.

Por cálculo de resistencia se debe dotar de mayor espesor al larguero que soporta el rotor de cola.

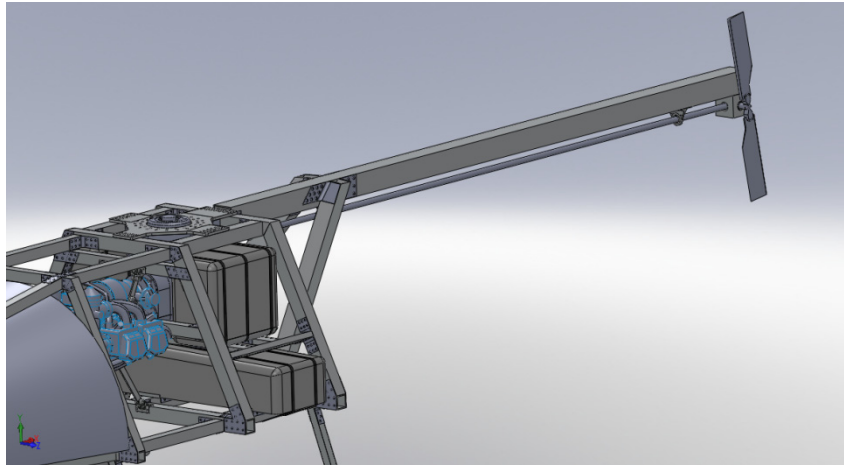


Figura 52. Larguero de mayor sección.

Las pletinas que inicialmente iban a sujetar la caja de cambios a la estructura deben soportar casi la totalidad del peso del helicóptero y se produce una deformación demasiado grande como para ser aceptable. Tras aumentar el espesor de dichas pletinas, finalmente se cambia por una sola pieza que sí soporta los esfuerzos que se generan con unos valores aceptables de deformación.

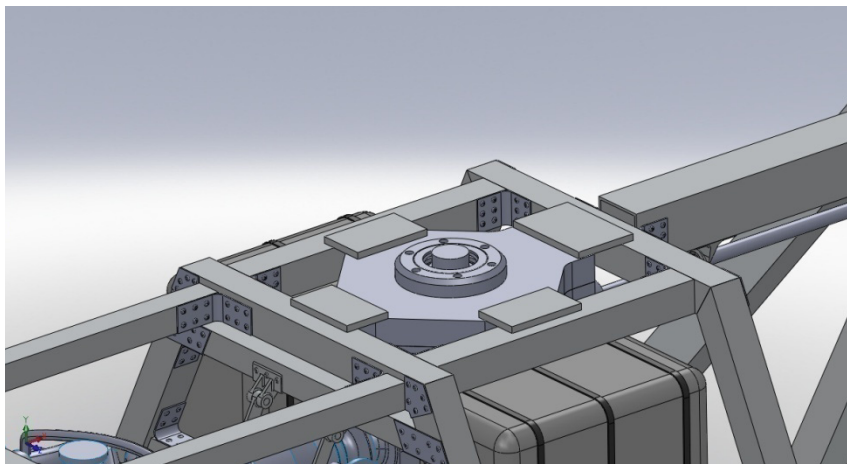


Figura 53. Pletinas de soporte de caja de cambios en un principio.

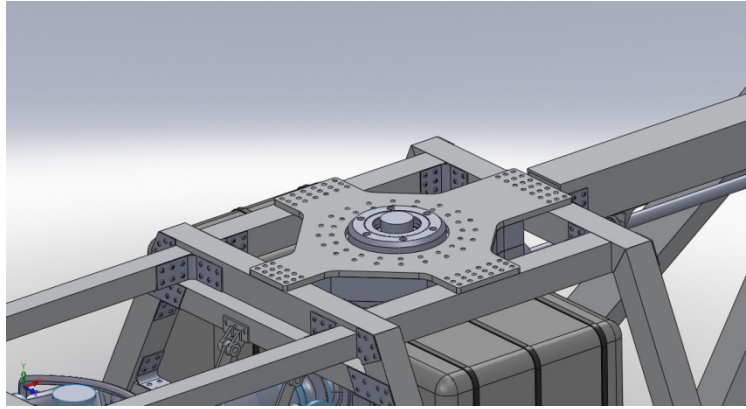


Figura 54. Pletinas finales de soporte de caja de cambios.

En un principio la sujeción de los soportes de los depósitos se lleva a cabo mediante uniones externas remachadas, pero sin ser necesario, ya que el remachar directamente los soportes encima de los largueros es un proceso más rápido y se consume menos material.

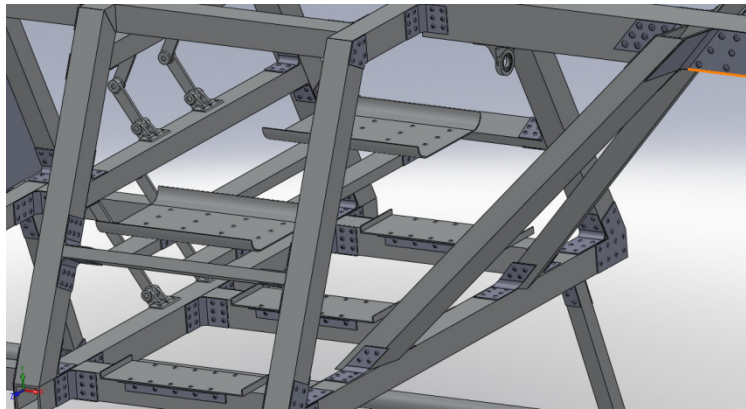


Figura 55. Soportes de depósitos anclados con uniones externas.

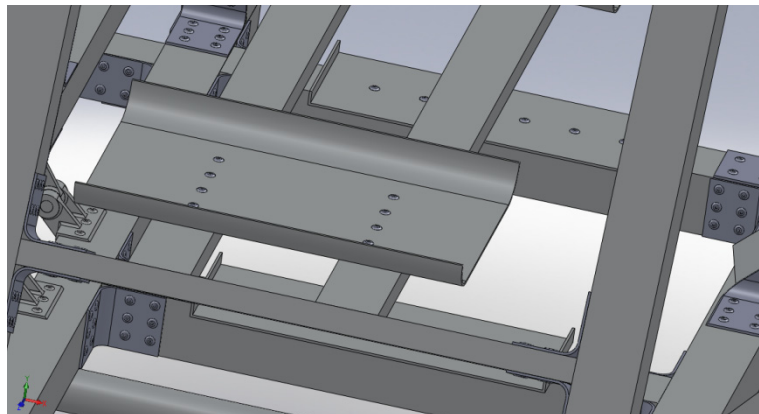


Figura 56. Soportes de depósitos anclados con remaches directamente.

Tras haber visto algunos detalles de los cambios de diseño que han ido surgiendo a lo largo del proyecto se pasa ahora a justificar la forma definitiva de la estructura.

El helicóptero diseñado no es una aeronave que deba transportar pasajeros ni una gran carga siendo su propósito la vigilancia por lo que se debe prestar especial atención a reducir todo lo posible el espacio sin que ello suponga un inconveniente.

Por esta misma razón, los elementos ya impuestos del helicóptero serán los que fijarán la forma final y la estructura se irá desarrollando a su alrededor.

La caja de cambios será el elemento inicial que fijará la posición del resto de componentes. Debe estar colocada en el centro de toda la estructura puesto que justo encima se encuentra el rotor principal que sustentará todo el peso del helicóptero. Así, la estructura se irá ensamblando partiendo de esta zona dejando el hueco para la caja de cambios y los depósitos de combustible, que se ha decidido ponerlos aquí para aprovechar el espacio dejado por la geometría de la caja de transmisión. Además, colocándose bajo el rotor principal no se altera demasiado el centro de gravedad del helicóptero dotándolo de mayor estabilidad. El depósito más grande se ha colocado en la parte inferior, por debajo de la caja de cambios y los pequeños se han dispuesto en los laterales de dicha caja ocupando el menor espacio posible y siempre dentro de los límites que marcará el fuselaje. La combinación de los depósitos y la caja se ha logrado establecer en un reducido espacio para las dimensiones que poseen.

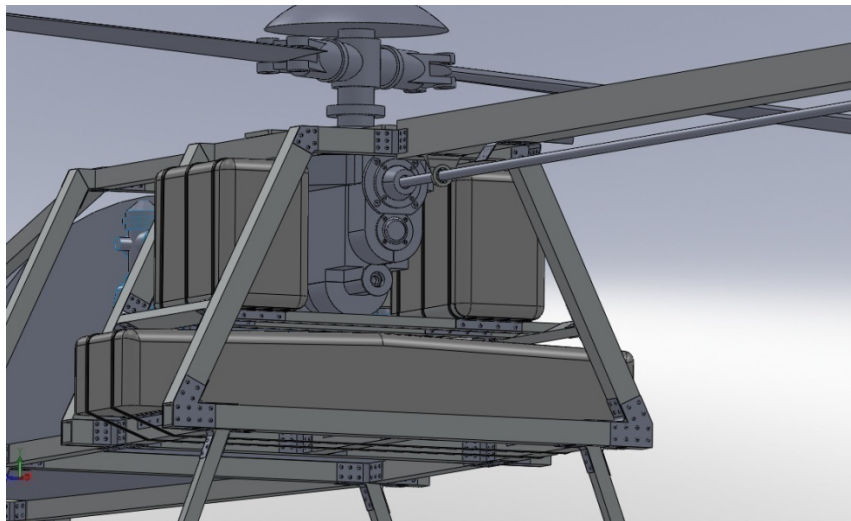


Figura 57. Vista trasera del cuerpo.

El motor de combustión es una pieza clave en la distribución de pesos a lo largo de la estructura y cumple un papel muy importante en el aspecto de la estabilidad de vuelo. Por este motivo es necesario ubicar su posición cerca del rotor centro de gravedad de la estructura, pero no sólo ésta es la razón de su localización final, puesto que la caja de cambios que mueve el rotor principal no puede estar muy alejada del

motor ya que complicaría la transmisión del par. Teniendo en cuenta entonces que el motor debe estar prácticamente unido a la caja de cambios se dejará el espacio mínimo para ubicar dicho motor en una segunda zona delante de la caja de cambios. Los soportes del motor y la unión con la caja se llevan a cabo prácticamente en el mismo espacio para no dimensionar demasiado la estructura.

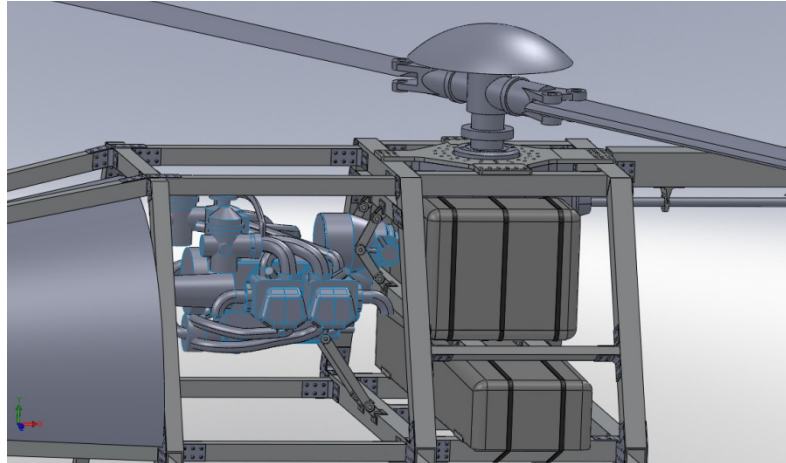


Figura 58. Detalle de ahorro de espacio.

Además de todo lo comentado sobre el motor y la caja de cambios, la posición se rige por un equilibrio en el que las dos partes encajen sobre la estructura. Se puede ver en la siguiente imagen el límite de la posición que puede tomar el motor para que el tubo de escape izquierdo no tome contacto con la estructura:

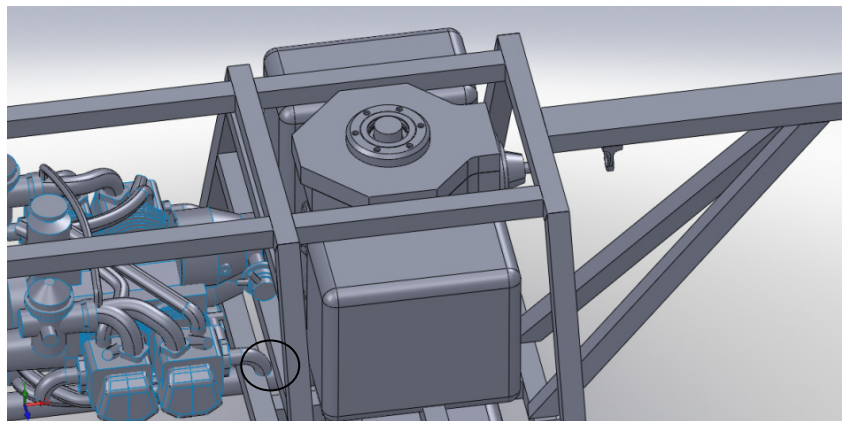


Figura 59. Detalle de la distancia entre el tubo de escape y perfil.

La localización del motor está diseñada al detalle para ocupar el espacio mínimo requerido.

La ubicación de la carga de pago que más se ajusta al diseño de la estructura es en la zona delantera, puesto que produce un efecto de contrapeso del rotor de cola. Por este motivo estará colocada justo delante del motor de combustión, dejando el espacio mínimo para el montaje de toda la estructura. Los perfiles que envuelven el volumen destinado a la carga de pago han sido diseñados geométricamente adheridos prácticamente a la pieza que simboliza la bodega de carga para no ocupar espacio sin ser necesario.

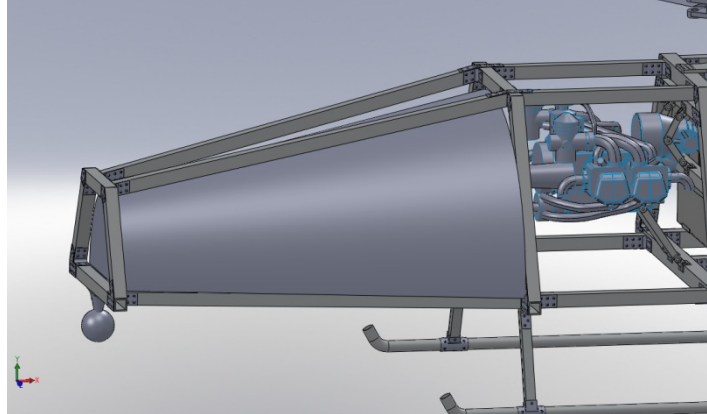


Figura 60. Carga de pago en la estructura.

El rotor principal debe estar situado en un lugar muy concreto y en la zona intermedia de toda la estructura. A pesar de estar alineado obligatoriamente a la caja de cambios tiene que encontrarse cerca de la posición del centro de gravedad total del helicóptero por motivos de estabilidad.

El rotor de cola o fenestron está colocado por obligación en la parte trasera final del helicóptero ya que su función es contrarrestar el momento del rotor principal y cuanto más alejado se encuentre de dicho rotor principal (siempre teniendo en cuenta distancias no excesivamente elevadas), menor será la fuerza que deba ejercer. La distancia mínima a la que debe encontrarse del cuerpo de la estructura la impone la longitud de las palas del rotor principal, puesto que la columna de aire que mueve el rotor más grande no debe interferir con la del rotor de cola.

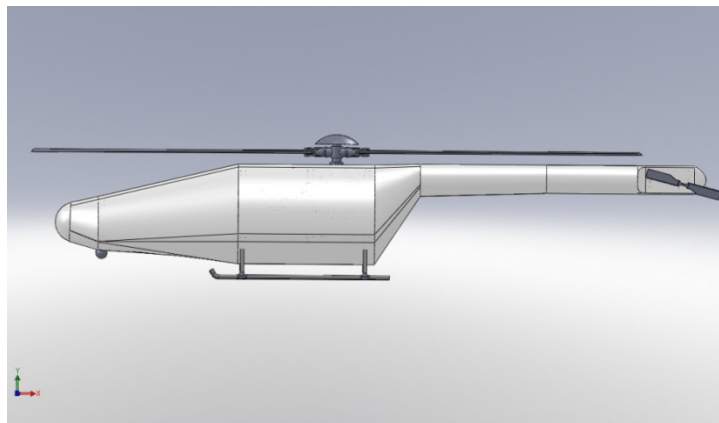


Figura 61. Justificación de la posición del rotor de cola.

La cámara de grabación se encuentra situada en la parte delantera del helicóptero en cierto modo también para equilibrar el peso hacia delante y porque por motivos de espacio es donde mejor se ajusta para colocar el equipo. Aunque el objetivo de la cámara sea la vigilancia terrestre al estar ubicada en la parte delantera se abre el ángulo de visualización ya que la propia estructura no cubre la zona delantera, permitiendo que aunque el helicóptero sufra unas condiciones de vuelo tales que obliguen a inclinar la parte delantera (el morro) hacia abajo, la cámara sigue teniendo un buen ángulo de visión.

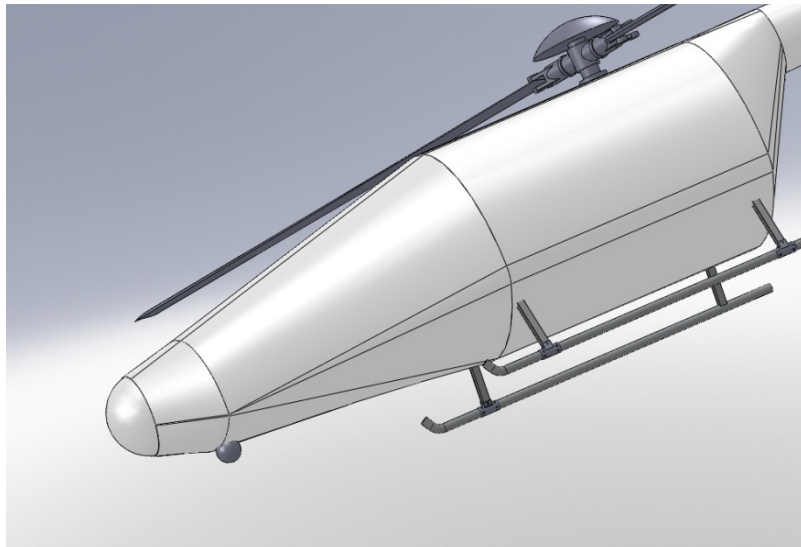


Figura 62. Simulación de la inclinación del helicóptero en vuelo.

Partiendo de esta serie de ideas de diseño se ha desarrollado el resto de la estructura hasta formar el helicóptero final.

Es necesario llegados a este punto responder algunas preguntas importantes para poder proseguir con el proyecto. Quizá una de las incógnitas que más peso tienen es el material de la estructura. Se ha fabricado en una aleación de aluminio al poseer una buena facilidad para su extrusión. Posee también una baja densidad entre los metales y posee buenas características de resistencia que lo hacen idóneo para su función. En cuanto a los materiales, se habla más en profundidad en el apartado 6.

Otra elección a llevar a cabo es el perfil de la estructura. En un principio la idea era un perfil tubular redondo pero se descartó por la dificultad de la fabricación de las uniones. Se necesitaba mecanizar todas y cada una de ellas para su posible montaje. Se piensa entonces en colocar un perfil también tubular pero cuadrado, que aporta buenas propiedades geométricas (aunque menores que el perfil redondo) pero la unión entre perfiles se simplifica siendo necesarias exclusivamente pletinas plegadas y taladradas.

En cuanto al espesor de las uniones, se toma como referencia el grosor de los perfiles que soportarán, siendo de igual valor que el mayor. Algunas de las uniones han sido calculadas y necesitan un espesor más elevado.

El método de fijación entre elementos se lleva a cabo por medio de remaches al tratarse de un elemento de fijación mecánica rápida y que no necesita precarga que solicite más la unión. Además, no deforma las piezas ni suma tensiones residuales por efecto térmico quedando una unión que se ajusta bastante a las necesidades.

Las distancias de remachado se rigen por las siguientes órdenes:

- Distancia mínima entre remaches: 5 veces el diámetro nominal.
- Distancia mínima entre remache y fin de la pieza: 2 milímetros + 1,5 veces el diámetro del remache.
- Distancia mínima entre remache y arista de plegado: 1 milímetro + 0,5 veces el diámetro de la cabeza del remache.

El material que se ha elegido para los remaches es acero inoxidable ya que el aluminio (inmediato inferior) no soporta los esfuerzos de algunas uniones. Este acero, además, no aporta corrosión por par galvánico con el aluminio.

Por lo general, el diámetro de todos los remaches será de 4 mm con un agujero de 4,2 mm, excepto las uniones más solicitadas que se encuentran fijadas con remaches de 6,4 mm de diámetro nominal y 6,7 mm de agujero en la pieza.

5. Descripción del proceso de montaje

En este apartado se trata de ver el montaje de la estructura del helicóptero y sus partes principales, que ya han sido vistas durante el resto del proyecto.

Es indispensable seguir el orden establecido que se va a describir, ya que el diseño de todas las partes se ha llevado a cabo teniendo en cuenta un proceso de montaje que al variarse podría producir la no finalización del ensamblaje de la estructura.

En primer lugar, y para evitar problemas sucesivos, se ha optado por comenzar por la caja de cambios al ser una parte vital para toda la estructura y sobre la que se sustenta. Por ello, es necesario sujetar mediante unos anclajes externos la caja de cambios para ir ensamblando el resto de piezas (anclajes no modelados en el dibujo).

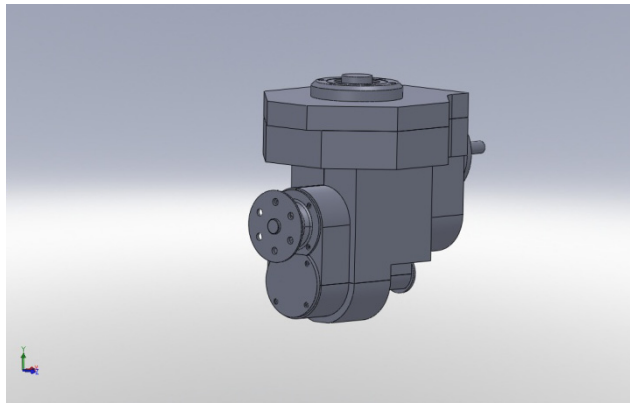


Figura 63. Primera pieza de montaje: la caja de cambios.

Partiendo de aquí y por un motivo similar, se añade el bloque motor a la caja de cambios mediante bridas de unión soportadas por 6 pernos. Esta fijación sirve únicamente para alinear los ejes de transmisión no soportando ningún esfuerzo, por lo que también debe sujetarse mediante anclajes externos). Sigue primando el motivo de montar en un principio el motor (al igual que la caja de cambios) al estructurarse el resto de piezas a partir de aquí.

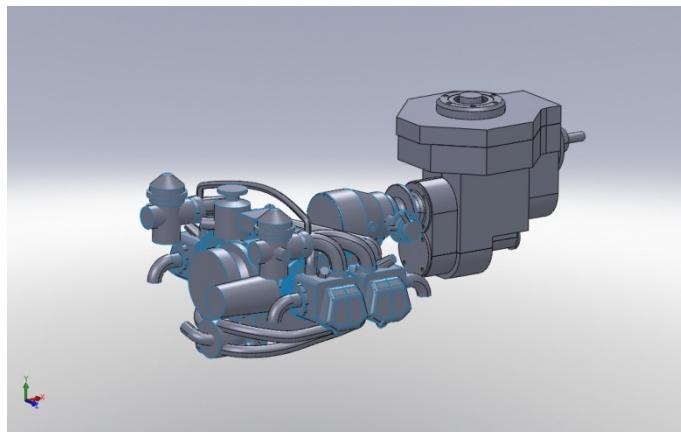


Figura 64. Conjunto motriz.

Una vez ensamblado el conjunto motriz se pasa ya a unir los perfiles que rodean la caja de cambios. Para ello, es preciso ir ensamblando los grupos de piezas por separado como el arco mostrado en la imagen, formado por cuatro barras con sus uniones y remachadas.

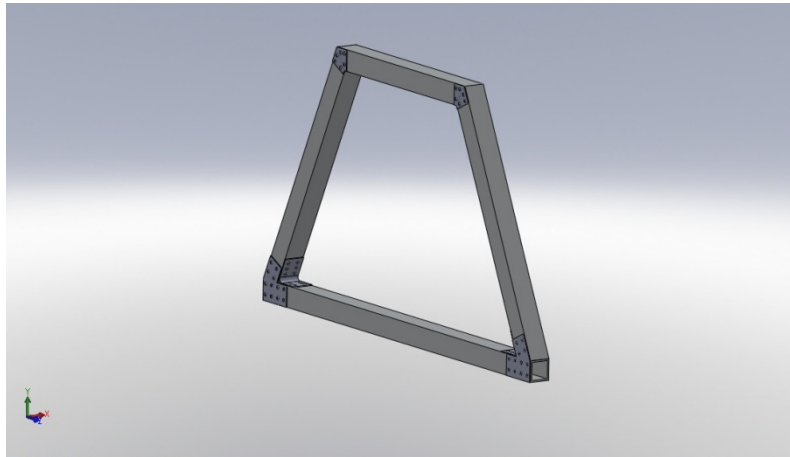


Figura 65. Arco de estructura.

Se puede ver a continuación el conjunto motriz junto con dos arcos (de iguales medidas).

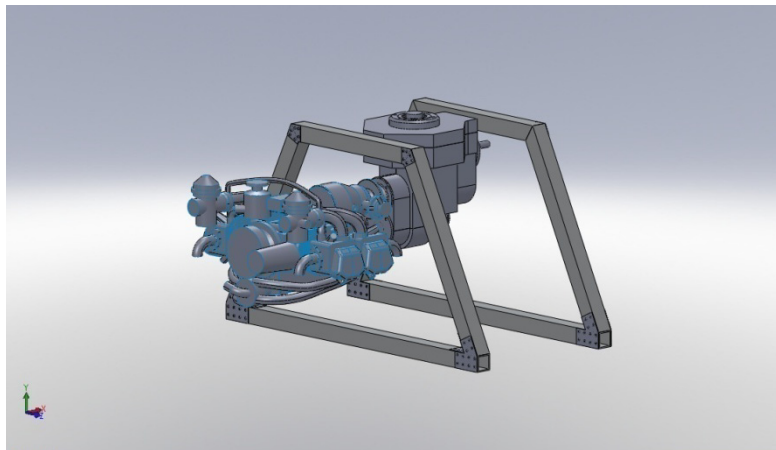


Figura 66. Arcos de estructura con conjunto motriz.

Siguiendo con el montaje se pasa al grupo superior para unir los arcos mencionados mediante perfiles y uniones y a continuación se pasa a la zona inferior. Se muestra en la imagen cómo queda el conjunto:

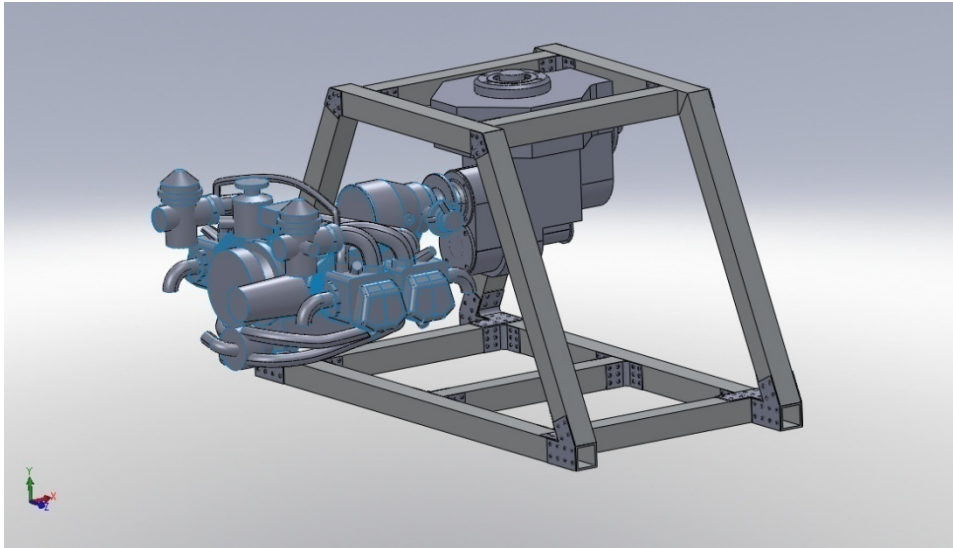


Figura 67. Arcos y perfiles con conjunto motriz.

La tercera barra intermedia colocada en el segundo arco servirá como soporte del depósito más grande, colocado en horizontal.

Hacia la zona delantera se va realizando la misma tarea, de manera que se une el tercer arco (de inferiores medidas) con el resto de la estructura.

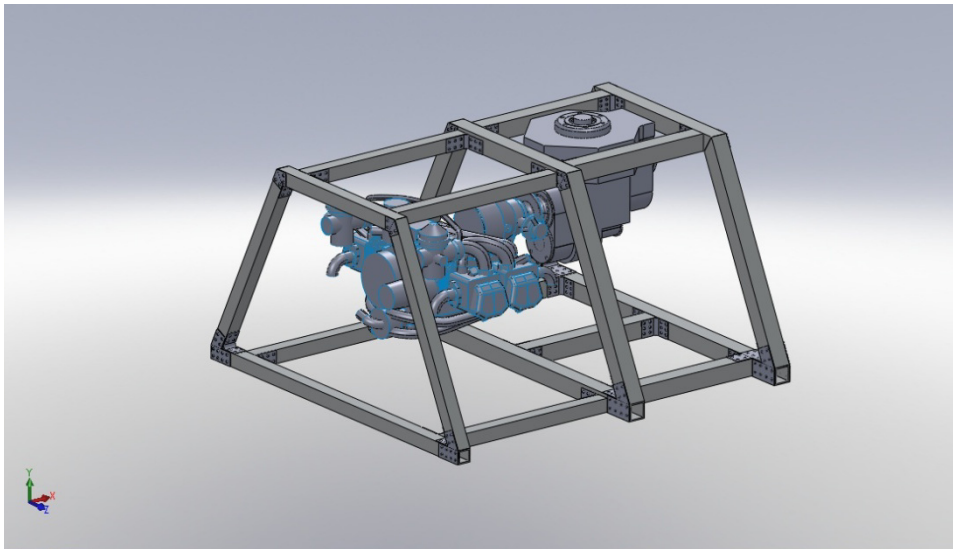


Figura 68. Adición del arco delantero y perfiles.

El siguiente paso es añadir toda la parte delantera del helicóptero que estará reservada para colocar la carga de pago y sujetar la cámara. Esta zona estará compuesta del último arco de dimensiones más reducidas y los perfiles necesarios para anclarlo al resto de la estructura ya montada. Será necesario ensamblarlo con uniones y remaches, método iterativo de todo el montaje de la estructura.

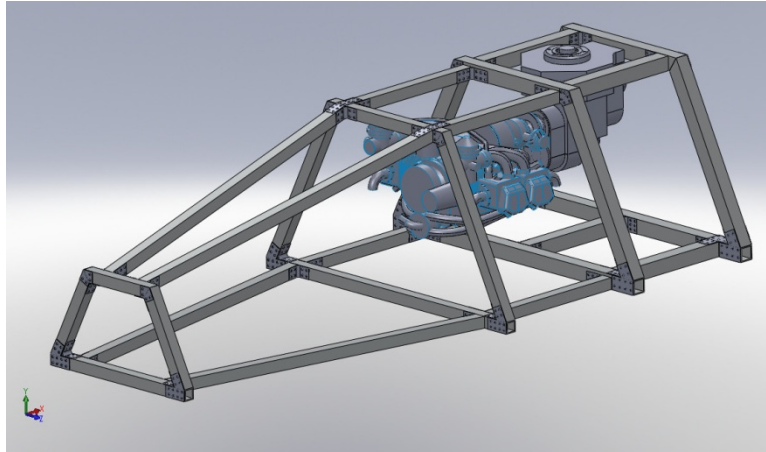


Figura 69. Ensamblaje de la parte delantera.

Una vez montado el cuerpo principal se añaden los perfiles que soportarán el peso del motor.

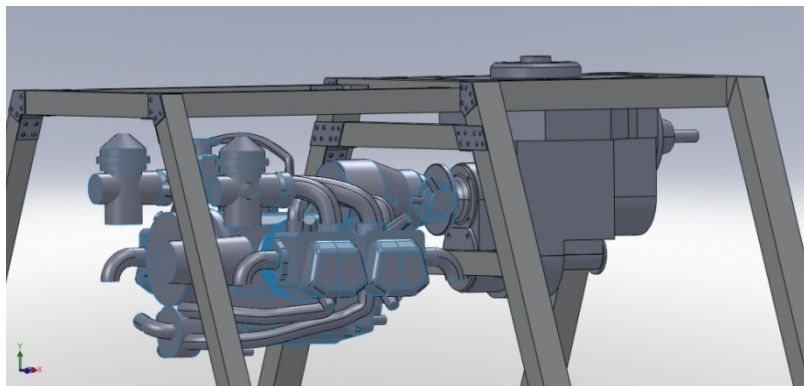


Figura 70. Perfiles intermedios.

A continuación tan sólo será necesario remachar las orejetas sobre los perfiles que se acaban de añadir y colocar mediante bulones unos soportes que unirán directamente los puntos de anclaje del motor con la estructura.

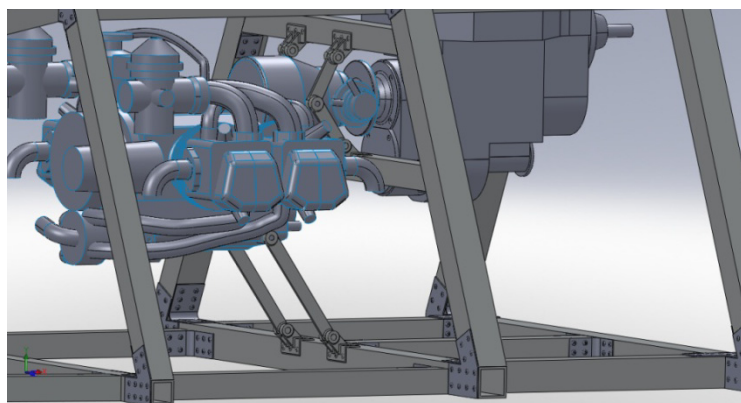


Figura 71. Soportes del motor.

El siguiente paso es sujetar la estructura a la caja de cambios, para lo que será necesario añadir una pieza de singular geometría creada para soportar todos los esfuerzos que se transmiten en esta zona.

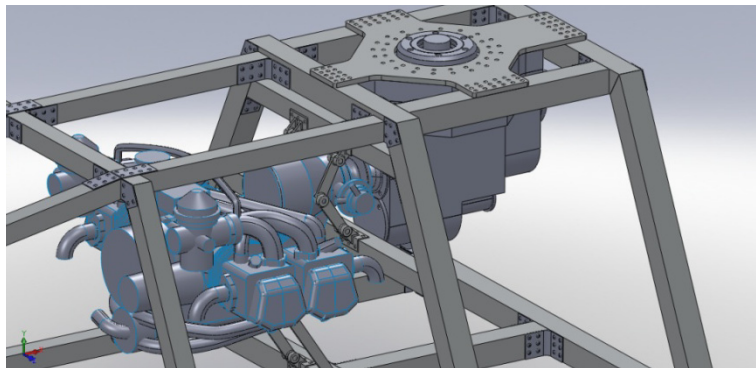


Figura 72. Pletina soporte caja de cambios.

Hecho ésto se pasa a colocar los soportes que darán apoyo al depósito inferior. El resultado sería según la siguiente imagen:

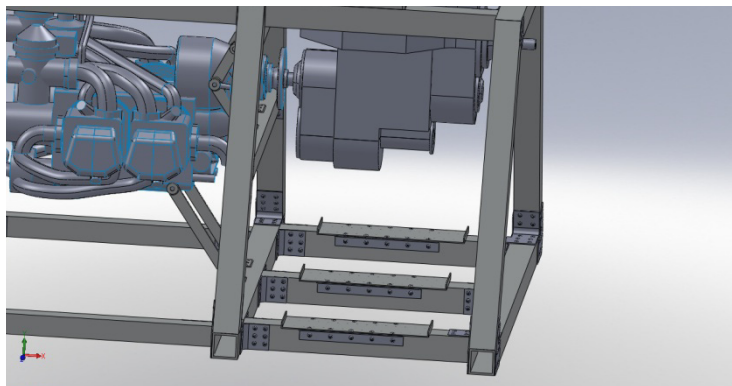


Figura 73. Soportes del depósito inferior.

Siguiendo con la zona de los depósitos se colocan los perfiles que soportarán los depósitos pequeños (colocados encima del grande)

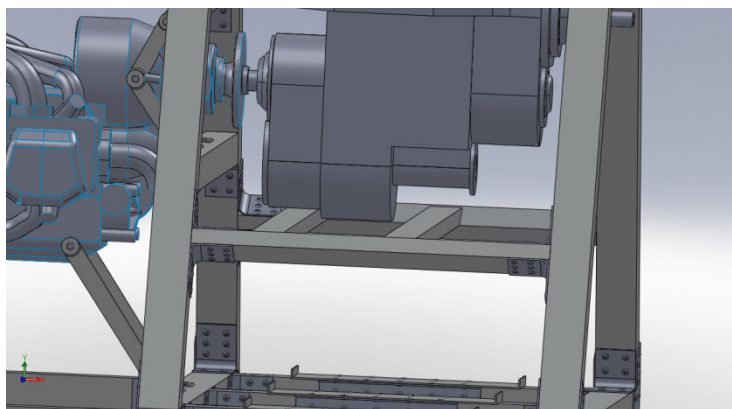


Figura 74. Perfiles de soporte para los depósitos pequeños.

Y a continuación se añaden lo que serán los soportes de los depósitos superiores.

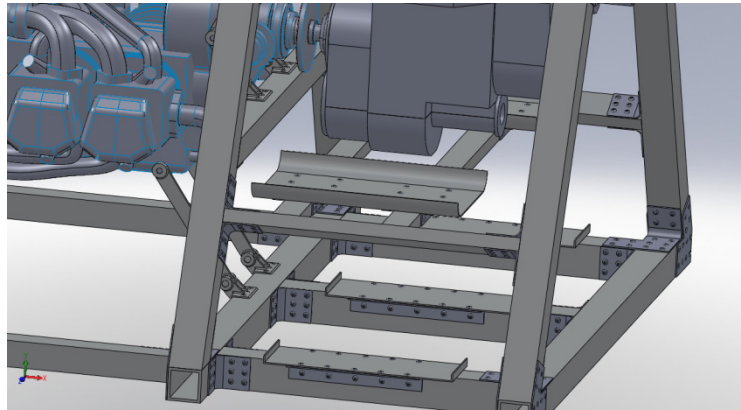


Figura 75. Soportes de los depósitos pequeños.

En la zona posterior se coloca el larguero que sustenta el rotor de cola con dos perfiles que le servirán de soporte.

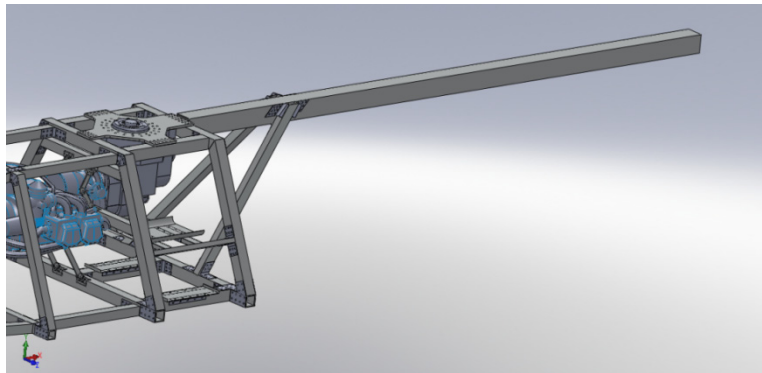


Figura 76. Larguero de soporte al rotor de cola.

Es necesario ahora añadir los patines que servirán de sustento al helicóptero cuando se encuentre en tierra, que se unirán con la estructura mediante cuatro perfiles.

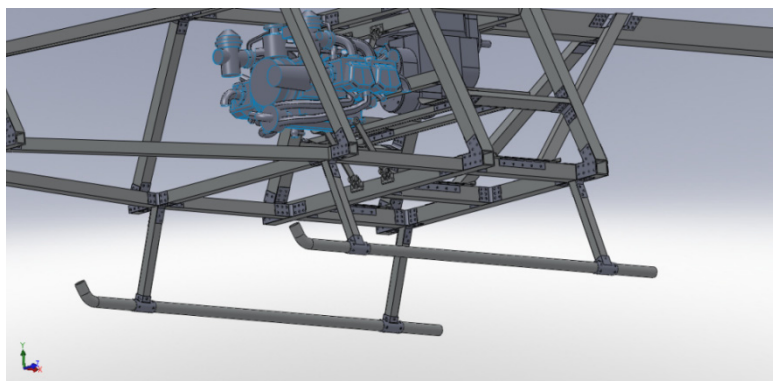


Figura 77. Colocación de los patines de aterrizaje.

Se añaden ahora dos soportes encargados de sujetar el eje cardan que unirá la salida de la caja de cambios posterior con el rotor de cola.

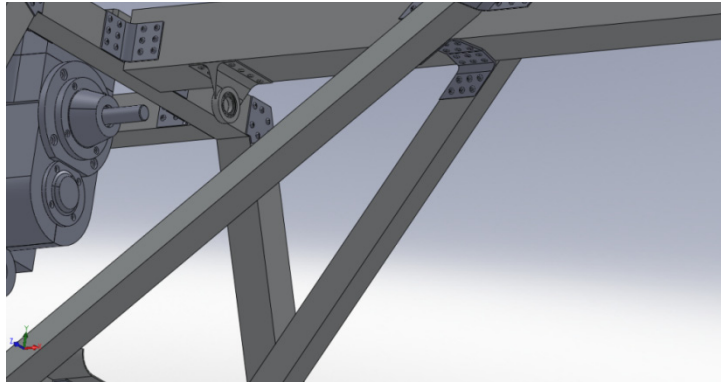


Figura 78. Soportes del larguero.

Una vez llegado a este punto la estructura ha sido finalizada quedando globalmente como se muestra en la figura:

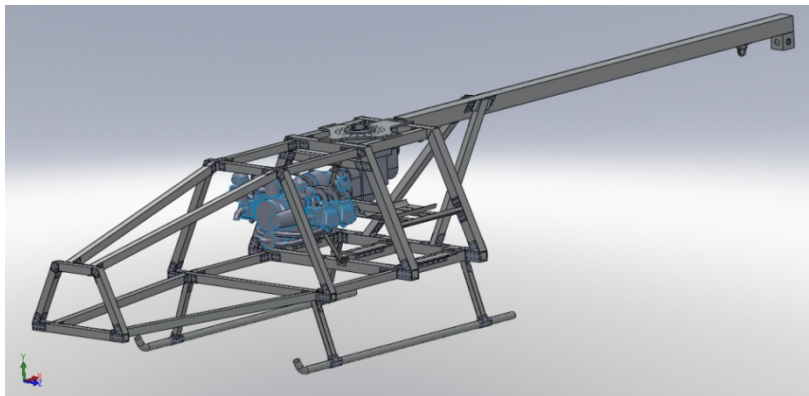


Figura 79. Imagen global de la estructura.

Aunque el montaje de la estructura haya finalizado, el helicóptero no ha sido terminado, siendo necesario añadir partes no esenciales para la estructura, pero sí necesarias para el diseño previo, como en este caso, el rotor de cola:

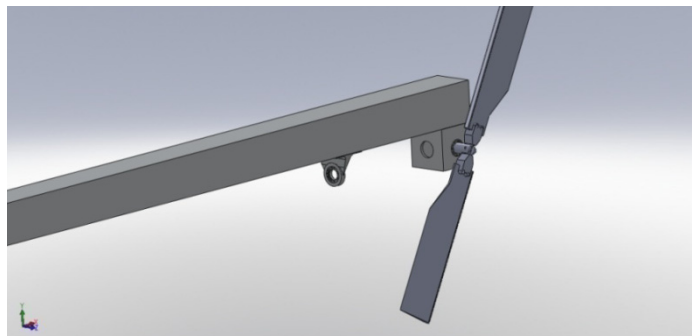


Figura 80. Rotor de cola.

El sistema de información será colocado en la parte delantera (en la imagen aparece únicamente representada una cámara de grabación).

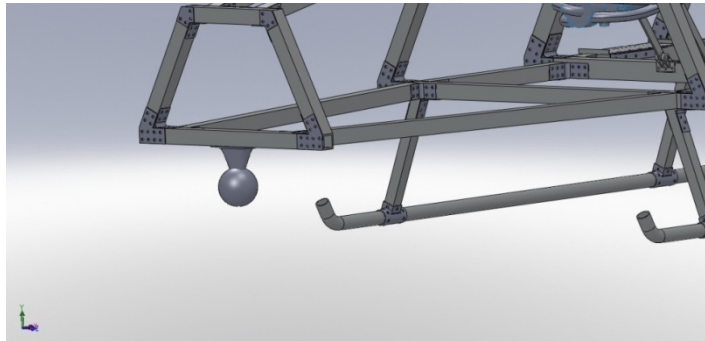


Figura 81. Cámara de vigilancia.

Los depósitos se ubicarán sobre sus respectivos soportes y serán sujetos mediante cintas de nylon.

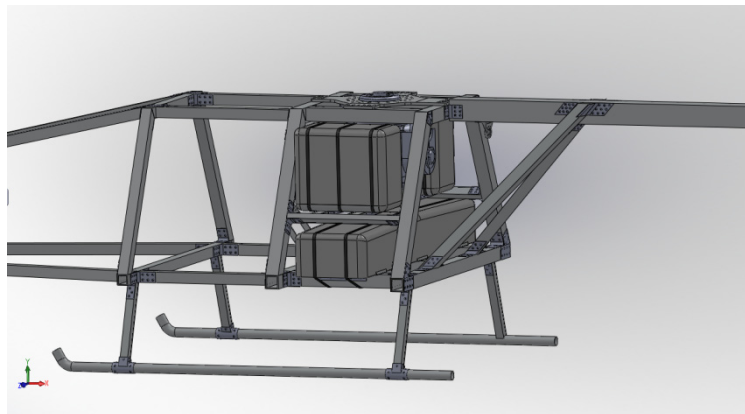


Figura 82. Sujeción de los depósitos

Se muestra a continuación una imagen de la bodega de carga, una pieza simbólica que indica el volumen que ocupa una supuesta carga de pago que debe introducirse dentro de la estructura del helicóptero según requisitos de diseño.

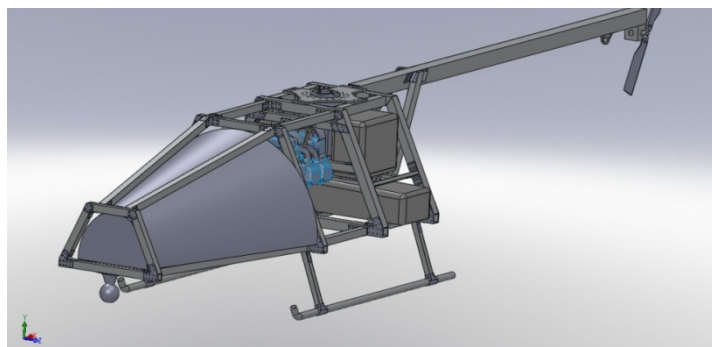


Figura 83. Carga de pago.

Como paso siguiente se añade el rotor principal y se ensambla con el eje de salida vertical de la caja de cambios.

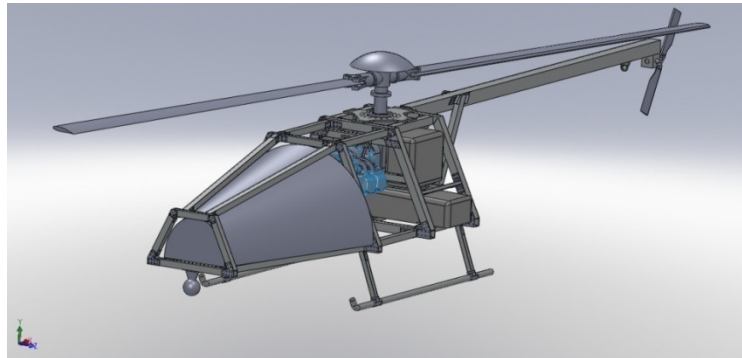


Figura 84. Rotor principal.

Para terminar con los rotores, se añade el eje de transmisión que proporcionará la potencia necesaria al rotor de cola.

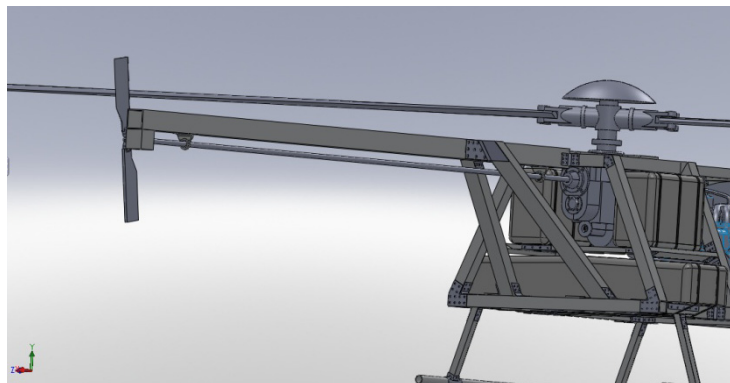


Figura 85. Eje de transmisión.

Y por último se colocan las piezas del fuselaje que envuelven la estructura.

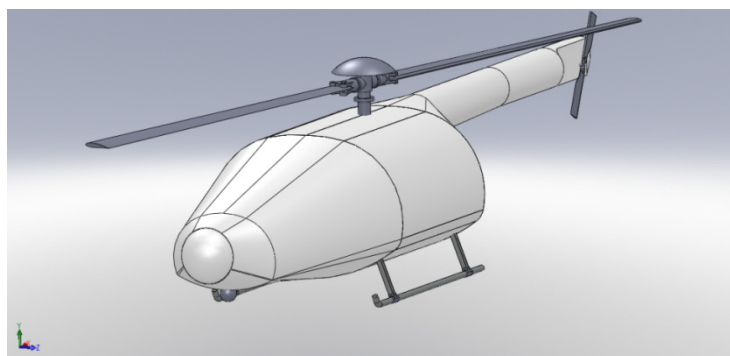


Figura 86. Fuselaje de la estructura.

Como se puede comprobar, se han omitido piezas y detalles de electrónica, mecánica y otros como tubos de unión, cables, etc. no siendo imprescindibles para el análisis y modelización de la estructura portante del helicóptero.

6. Materiales empleados y proceso de fabricación.

El conjunto de piezas que forman la estructura está fabricado principalmente en una aleación de aluminio 6063 en estado T-5 que presenta buena ductilidad y maleabilidad lo que la hace propicia para obtener perfiles mediante extrusión.

Una de las propiedades por las que se elige este tipo de material para la estructura del proyecto es su baja densidad de $2,7 \text{ g/cm}^3$ al aportar un peso más reducido que otros materiales sin restringir propiedades de resistencia y a un coste relativamente bajo. Se puede destacar una muy buena relación resistencia/peso con un valor de límite elástico de 170 N/mm^2 .

Las características técnicas se pueden ver en la siguiente imagen:

CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS	
Peso específico	$2,70 \text{ g/cm}^3$
Límite de rotura	220 N/mm^2
Límite elástico	170 N/mm^2
Alargamiento	14%
Resistencia a la cizalladura	140 N/mm^2
Módulo de elasticidad	69000 N/mm^2
Dureza Brinell	65 HB

Tabla 2. Características de la aleación de aluminio 6063 en estado T-5.

Es un material muy resistente a la corrosión debido a la capa de óxido que se adhiere fuertemente a la superficie el entrar en contacto con aire húmedo, lo que añade otra ventaja en el campo de la aeronáutica.

A continuación se puede observar la composición química de la aleación de aluminio:

COMPOSICIÓN QUÍMICA									
Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Otros	Al
0,30-0,60%	0,10-3,30%	0,10%	0,30%	0,40-0,60%	0,05%	0,15%	0,20%	0,15%	Resto

Tabla 3. Composición química de la aleación de aluminio 6063 en estado T-5.

Aunque el material mencionado sea el que reina en la estructura, también se hace uso de otros para fabricar el fuselaje y las cintas de soporte de nylon de los depósitos.

De esta manera el fuselaje estará hecho en un material compuesto reforzado con fibras donde la matriz es de resina epoxy (de tipo polimérica y termoestable) y las fibras son de carbono.

La matriz es una fase sólida, continua, homogénea e isotrópica que da cohesión y tenacidad al compuesto. Está pensada para aportar estabilidad, transferir las cargas entre las fibras, mantener la alineación de éstas y evitar la propagación de grietas. Particularmente, las matrices termoestables son estructuras que forman bloques tridimensionales unidas por enlaces covalentes y en concreto las resinas epoxy tienen buenas propiedades de adherencia que favorece la unión con las fibras.

El refuerzo en forma de fibras proporciona más propiedades mecánicas y mejora las de la matriz. El resultado final depende de la forma, tamaño, distribución y orientación de fibras.

De este modo, son las mismas fibras de carbono las que aportan la resistencia y rigidez que no poseen otros materiales compuestos. Como información general mantienen muy bien sus características a alta temperatura y poseen buenas propiedades mecánicas específicas a tracción y compresión y baja densidad. Uno de los inconvenientes es su elevado precio.

La orientación relativa de las fibras y su concentración y distribución interviene mucho en la resistencia. Por esto, se elige un tipo de fibra discontinua o corta (longitud de fibra menor a la longitud crítica) orientadas al azar y distribuidas en un plano específico donde no se consigue que el efecto de la fibra sea máximo, pero actúa en todas las direcciones. Se logra así una eficiencia del refuerzo del 37,5 %.

A continuación se adjunta una tabla de propiedades de las fibras de carbono:

Propiedades	Valores
Densidad	1,77 g/cm ³
Diámetro de la fibra	7,01 mm
Tensión de rotura	3650 MPa
Módulo elástico	230 GPa
Alargamiento máximo	1,40%

Tabla 4. Propiedades de la fibra de carbono.

El material utilizado para fijar los depósitos en su posición es un polímero termoplástico conocido como nylon (poliamidas). Presentan cadenas de carbono poco ramificadas unidas con enlaces débiles secundarios. Poseen baja densidad, temperatura de uso baja y resistencia a tracción relativamente baja. Sus propiedades quedan visibles en la siguiente tabla.

Propiedades	Valores
Densidad	1,14 g/cm ³
Resistencia a tracción	72,15 Mpa
Temperatura de deformación	170 °C

Tabla 5. Propiedades del Nylon.

Las piezas que forman el conjunto de la estructura del helicóptero son básicamente perfiles de diferentes medidas unidos mediante uniones.

Perfiles:

Los perfiles son suministrados en tubos de 6 metros de largo con la misma sección final que tendrán, ya que se ha procurado utilizar secciones normalizadas para únicamente tener que cortar la longitud deseada y ninguno de los perfiles supera los 6 metros de longitud.

De esta manera, será necesario utilizar los siguientes perfiles:

Tubo cuadrado de sección 30x30 y 2 mm de espesor.

Tubo cuadrado de sección 40x40 y 4 mm de espesor.

Tubo cuadrado de sección 50x50 y 4 mm de espesor.

Tubo cuadrado de sección 80x80 y 4 mm de espesor.

Tubo rectangular de sección 50x20 y 2 mm de espesor.

Perfil cuadrado macizo de sección 5x20 mm.

El método de fabricación de los perfiles se lleva a cabo mediante extrusión en frío de aluminio.

Uniones de chapa:

Las uniones necesarias para la mayor parte de la estructura serán de pletinas de 4 mm de espesor. Las distintas formas y ángulos que deben tener requieren procesos de conformación por deformación plástica como es el plegado de chapas. El método de fabricación requiere disponer del desarrollo de las uniones desplegadas (mediante programas de dibujo tipo CAD) y partiendo de una pletina de 4 mm se troquelan las piezas, se realizan las operaciones de punzonado y finalmente se realiza la operación de plegado en caso de ser necesario.

Al tratarse de piezas que servirán como unión entre los perfiles no es necesario un alto acabado ni buenas tolerancias dimensionales y se prescindirá de utilizar un tipo de troquelado fino, siendo suficiente unas holguras medias.

En el proceso previo de diseño se ha procurado no sobrepasar el radio mínimo de plegado y se debe prestar especial atención a fenómenos como la recuperación elástica, aunque ya no entra dentro del diseño sino en el apartado de fabricación.

Soportes del depósito:

Serán fabricados mediante chapa de 2 mm de espesor y seguirán un proceso similar al anterior: troquelado con las dimensiones deseadas y plegado de chapa para dotar de la curvatura deseada para recoger el depósito. Se deben tener en cuenta los mismos factores que aparecían en las uniones.

Uniones del patín:

Las uniones que soportan los patines de aterrizaje se fabricarán por procesos de fundición de aluminio aunque tras esto sea necesario repasar las superficies mediante mecanizado.

Una vez que las uniones tienen definida su forma final será necesario realizar los agujeros a través de los cuales pasarán los remaches. Un proceso como el taladrado sería el más adecuado.

Soportes de motor:

Los soportes del motor se conformarán mediante procesos de forja, similar al proceso de fabricación de una biela. Partiendo de la pieza en bruto (barra maciza) se realizan operaciones de recalcado para acercarse a la sección final, se sigue con una operación de bloqueo para dar la forma aproximada, se continúa con un proceso de acabado mediante matrices de estampa y finalmente se recorta o troquela la forma final para a continuación terminar mecanizando las piezas y obtener sus dimensiones finales.

Soportes eje cardan:

Estos soportes, debido a la forma que poseen, pueden fabricarse por procesos de moldeo sencillos como fundición en arena. Se deberá recurrir a un macho o noyo de madera para formar el agujero sobre el que irá el rodamiento y se utilizará un modelo permanente también en madera.

El soporte simplemente tiene la función de sujetar el eje cardan hacia el rotor de cola, por lo que en general no es necesario que tenga buenas tolerancias dimensionales ni acabado superficial. Sin embargo, la superficie que entra en contacto con el rodamiento sí requiere de un mecanizado y se dotará de unas dimensiones ligeramente inferiores a la de dicho rodamiento para conseguir una unión por presión.

Por otro lado la cara que entra en contacto con el larguero que soporta el rotor de cola también necesitará de un mejor acabado superficial.

Soporte caja de cambios:

La pieza que realiza la unión entre la caja de cambios y la estructura tiene un espesor de 10 mm y es maciza, características necesarias para soportar los esfuerzos que se transmiten en esta zona. Para fabricar el soporte se partirá de una placa de sección 500x10 mm y únicamente se requiere cortar la forma que tendrá la pieza. El tipo de corte utilizado para un espesor de 10 mm y aluminio será por corte térmico de plasma. El gas utilizado para el corte según las características de la pieza y su material será una mezcla de argón e hidrógeno con nitrógeno como gas de protección. Este tipo de corte seleccionado admite una velocidad de corte baja pero proporciona una calidad de corte alta (dentro del corte por plasma).

7. Metodología empleada

El diseño de un proyecto de este tipo, como el de cualquiera, lo primero que requiere es adquirir información e introducirse un poco en el ambiente que rodea el estudio que se llevará a cabo. En este caso era necesario conocer, aunque sea de modo superficial, el mundo sobre el que se desarrollan los helicópteros. Buscando datos e imágenes se va comenzando a desarrollar una pequeña idea sobre cómo puede ser el prediseño a grandes rasgos. Existen ya en el mercado algunas aeronaves de características similares que se utilizan a modo de supervisión y vigilancia.

Pero no solo es importante fijarse en noticias de actualidad, sino también es necesario empezar a desarrollar cómo funcionarán las cosas, qué piezas serán necesarias, cuál será su función y su geometría más correcta, etc. Comienza aquí un largo proceso que conlleva varios pasos a seguir comenzando por tomar las herramientas y esbozar un diseño previo. Como siempre se ha hecho, la mejor opción para empezar es tomar lápiz y papel y exponer esas primeras ideas. Poco a poco irá tomando forma y este diseño se empezará a implantar en un software de modelado, como en este caso SolidWorks versión 2010 donde se ha empezado a extruir piezas y ensamblarlas una a una para crear la estructura de la nave. Algunas piezas ya estaban diseñadas y modeladas por lo que únicamente había que fijar su posición.

Tras borrar piezas, volver a diseñarlas y repetir este paso en varias ocasiones, se va fijando lo que puede terminar siendo el diseño definitivo.

Una vez llegados a este paso y cuando se entiende que el apartado de diseño se ha terminado es cuando se pasa al cálculo. Como el ensamblaje de la estructura se ha llevado a cabo con perfiles normalizados, por motivos de geometría no se ha podido llegar a fabricar las piezas de manera que su contacto sea perfecto, sino que algunas de ellas se separan unas décimas de milímetro de las medidas que deberían tener. Estas pequeñas variaciones son suficientes como para que el programa de diseño (que a la vez realiza cálculos) diese errores al resolver los contactos entre componentes, motivo por el cual se ha optado por trasladar toda la estructura a otro software de cálculo como es ANSYS en su versión 12.1.

En este segundo software se ha modelado toda la estructura en un mismo sólido para evitar errores futuros y se ha realizado un cálculo más sencillo de toda la estructura pero válido a su vez.

Tras obtener los resultados del cálculo se entra en un proceso reiterativo de cambios de diseño y vuelta a resolver la estructura hasta llegar a un punto en el que se toma por válido el diseño final.

Son necesarios también cálculos a mano como las aceleraciones a las que estará sometido el helicóptero, la fuerza que debe ejercer el rotor de cola o las uniones que deberán soportar los perfiles.

Seguramente no será el mejor diseño que se podía haber realizado para el helicóptero y quizá otro proyectista hubiese tomado otras decisiones, pero el diseño final, que se da por válido, es el que se plasma en este trabajo.

Finalmente se recogen los resultados finales para justificar que la estructura soporta los esfuerzos y se dibujan los planos del helicóptero plasmando el diseño definitivo.

A continuación se pasa a explicar el procedimiento seguido con el programa de cálculo de elementos finitos al tratarse de un proceso complicado.

En primer lugar se define la geometría que se desea analizar. Para ello se utiliza el módulo de preprocesador de Ansys. Se introducen los puntos manualmente con sus coordenadas siguiendo los siguientes pasos:

Preprocessor-> Modeling-> Create-> Keypoints-> In Active CS

En la pantalla que aparece se introduce el número del punto en la casilla *NPT Keypoint Number* y se introducen sus coordenadas globales en milímetros en las casillas *X,Y,Z Location in active CS*. La relación de puntos a dibujar se adjunta en la siguiente tabla:

Punto	Coordenadas				
1	X: -1513,30 mm Y: -599,12 mm Z: 540,14 mm	9	X: -273,30 mm Y: -599,12 mm Z: 779,39 mm	17	X: 316,70 mm Y: -599,12 mm Z: 779,39 mm
2	X: -1513,30 mm Y: -284,52 mm Z: 394,01 mm	10	X: -273,30 mm Y: -14,85 mm Z: 504,31 mm	18	X: 316,70 mm Y: -14,85 mm Z: 504,31 mm
3	X: -1513,30 mm Y: -284,52 mm Z: 119,01 mm	11	X: -273,30 mm Y: -14,85 mm Z: 9,31 mm	19	X: 316,70 mm Y: -14,85 mm Z: 9,31 mm
4	X: -1513,30 mm Y: -599,12 mm Z: -26,86 mm	12	X: -273,30 mm Y: -599,12 mm Z: -265,78 mm	20	X: 316,70 mm Y: -599,12 mm Z: -265,78 mm
5	X: -1513,30 mm Y: -599,12 mm Z: 449,77 mm	13	X: -273,30 mm Y: -599,12 mm Z: 681,27 mm	21	X: 316,70 mm Y: -599,12 mm Z: 681,27 mm
6	X: -1513,30 mm Y: -284,52 mm Z: 335,29 mm	14	X: -273,30 mm Y: -14,85 mm Z: 456,71 mm	22	X: 316,70 mm Y: -14,85 mm Z: 456,81 mm
7	X: -1513,30 mm Y: -284,52 mm Z: 178,32 mm	15	X: -273,30 mm Y: -14,85 mm Z: 56,90 mm	23	X: 316,70 mm Y: -14,85 mm Z: 56,81 mm
8	X: -1513,30 mm Y: -599,12 mm Z: 63,51 mm	16	X: -273,30 mm Y: -599,12 mm Z: -168,00 mm	24	X: 316,70 mm Y: -599,12 mm Z: -168,36 mm

*MODELIZACIÓN Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PORTANTE
DE UN HELICÓPTERO NO TRIPULADO DE 400 Kg DE PESO*

25	X: 806,70 mm Y: -599,12 mm Z: 779,39 mm
26	X: 806,70 mm Y: -14,85 mm Z: 504,31 mm
27	X: 806,70 mm Y: -14,85 mm Z: 9,31 mm
28	X: 806,70 mm Y: -599,12 mm Z: -265,78 mm
29	X: 806,70 mm Y: -599,12 mm Z: 681,64 mm
30	X: 806,70 mm Y: -14,85 mm Z: 456,81 mm
31	X: 806,70 mm Y: -14,85 mm Z: 56,81 mm
32	X: 806,70 mm Y: -599,12 mm Z: -168,36 mm
33	X: 316,70 mm Y: -599,12 mm Z: 256,81 mm
34	X: 806,70 mm Y: -599,12 mm Z: 256,81 mm
35	X: 806,70 mm Y: -14,85 mm Z: 256,81 mm
36	X: 1366,25 mm Y: -14,85 mm Z: 256,81 mm
37	X: 3626,70 mm Y: -14,85 mm Z: 256,81 mm
38	X: 806,70 mm Y: -599,12 mm Z: 480,79 mm
39	X: 806,70 mm Y: -599,12 mm Z: 32,82 mm
40	X: 316,70 mm Y: -14,85 mm Z: 256,81 mm
41	X: 543,07 mm Y: -14,85 mm Z: 56,81 mm
42	X: 316,70 mm Y: -296,67 mm Z: 639,44 mm

43	X: 316,70 mm Y: -296,67 mm Z: -125,83 mm
44	X: 316,70 mm Y: -93,31 mm Z: 540,31 mm
45	X: 316,70 mm Y: -93,31 mm Z: -26,70 mm
46	X: 316,70 mm Y: -381,15 mm Z: 682,98 mm
47	X: 806,70 mm Y: -381,15 mm Z: 682,98 mm
48	X: 316,70 mm Y: -381,15 mm Z: -169,37 mm
49	X: 806,70 mm Y: -381,15 mm Z: -169,37 mm
50	X: 441,70 mm Y: -381,15 mm Z: 682,98 mm
51	X: 591,70 mm Y: -381,15 mm Z: 682,98 mm
52	X: 441,70 mm Y: -381,15 mm Z: -169,37 mm
53	X: 591,70 mm Y: -381,15 mm Z: -169,37 mm
54	X: 361,70 mm Y: -381,15 mm Z: 515,80 mm
55	X: 441,70 mm Y: -381,15 mm Z: 515,80 mm
56	X: 591,70 mm Y: -381,15 mm Z: 515,80 mm
57	X: 671,70 mm Y: -381,15 mm Z: 515,80 mm
58	X: 361,70 mm Y: -381,15 mm Z: -2,20 mm
59	X: 441,70 mm Y: -381,15 mm Z: -2,20 mm
60	X: 591,70 mm Y: -381,15 mm Z: -2,20 mm

61	X: 671,70 mm Y: -381,15 mm Z: -2,20 mm
62	X: 419,70 mm Y: -599,12 mm Z: 681,64 mm
63	X: 699,70 mm Y: -599,12 mm Z: 681,64 mm
64	X: 419,70 mm Y: -599,12 mm Z: 256,81 mm
65	X: 699,70 mm Y: -599,12 mm Z: 256,81 mm
66	X: 419,70 mm Y: -599,12 mm Z: -168,36 mm
67	X: 699,70 mm Y: -599,12 mm Z: -168,36 mm
68	X: 316,70 mm Y: -93,31 mm Z: 180,81 mm
69	X: 316,70 mm Y: -93,31 mm Z: 332,81 mm
70	X: 235,56 mm Y: -195,00 mm Z: 180,81 mm
71	X: 235,56 mm Y: -195,00 mm Z: 332,81 mm
72	X: 316,70 mm Y: -296,67 mm Z: 180,81 mm
73	X: 316,70 mm Y: -296,67 mm Z: 332,81 mm
74	X: 163,06 mm Y: -406,00 mm Z: 180,81 mm
75	X: 163,06 mm Y: -406,00 mm Z: 332,81 mm
76	X: 316,70 mm Y: -599,12 mm Z: 180,81 mm
77	X: 316,70 mm Y: -599,12 mm Z: 332,81 mm
78	X: 3626,70 mm Y: -97,35 mm Z: 256,81 mm

*MODELIZACIÓN Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PORTANTE
DE UN HELICÓPTERO NO TRIPULADO DE 400 Kg DE PESO*

79	X: 63,87 mm Y: -225,00 mm Z: 256,81 mm	89	X: 543,07 mm Y: -14,85 mm Z: 256,81 mm	99	X: -273,30 mm Y: -932,17 mm Z: 794,30 mm
80	X: 543,07 mm Y: -194,85 mm Z: 256,81 mm	90	X: 386,70 mm Y: -14,85 mm Z: 395,81 mm	100	X: 806,70 mm Y: -932,17 mm Z: 794,30 mm
81	X: -752,57 mm Y: -388,89 mm Z: 256,81 mm	91	X: 723,07 mm Y: -14,85 mm Z: 395,81 mm	101	X: -536,55 mm Y: -872,17 mm Z: -281,03 mm
82	X: 235,56 mm Y: -195,00 mm Z: 170,81 mm	92	X: 723,07 mm Y: -14,85 mm Z: 117,81 mm	102	X: -473,30 mm Y: -932,17 mm Z: -281,03 mm
83	X: 235,56 mm Y: -195,00 mm Z: 322,81 mm	93	X: 386,70 mm Y: -14,85 mm Z: 117,81 mm	103	X: -273,30 mm Y: -932,17 mm Z: -281,03 mm
84	X: -1513,30 mm Y: -599,12 mm Z: 256,81 mm	94	X: 543,07 mm Y: -14,85 mm Z: 117,81 mm	104	X: 806,70 mm Y: -932,17 mm Z: -281,03 mm
85	X: 516,70 mm Y: -206,65 mm Z: 505,80 mm	95	X: 723,07 mm Y: -14,85 mm Z: 256,81 mm	105	X: 1026,70 mm Y: -932,17 mm Z: 794,30 mm
86	X: 516,70 mm Y: -206,65 mm Z: -12,20 mm	96	X: 543,07 mm Y: -14,85 mm Z: 395,81 mm	106	X: 1026,70 mm Y: -932,17 mm Z: -281,03 mm
87	X: 559,70 mm Y: -496,08 mm Z: 265,05 mm	97	X: -536,55 mm Y: -872,17 mm Z: 794,30 mm		
88	X: 543,07 mm Y: 155,15 mm Z: 256,81 mm	98	X: -473,30 mm Y: -932,17 mm Z: 794,30 mm		

Tabla 6. Discretización en puntos con sus coordenadas.

A continuación, para seguir definiendo la geometría se introducen las líneas de unión entre los puntos. Para ello hace falta realizar la siguiente tarea:

Preprocessor -> Modeling -> Create -> Lines -> Lines -> Straight Line

En el cuadro que aparece se seleccionan los puntos inicial y final entre los que se creará la línea. En ocasiones, cuando se superpongan puntos según el plano de visión, se debe prestar atención en seleccionar el punto deseado. La relación de líneas a crear y los puntos iniciales y finales se adjunta en la siguiente tabla:

Línea	Punto inicial	Punto final
1	1	2
2	2	6
3	6	7
4	7	3
5	3	4
6	4	8

Línea	Punto inicial	Punto final
7	8	84
8	5	1
9	5	13
10	14	6
11	7	15
12	16	8

*MODELIZACIÓN Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PORTANTE
DE UN HELICÓPTERO NO TRIPULADO DE 400 Kg DE PESO*

Línea	Punto inicial	Punto final
13	9	10
14	10	14
15	14	15
16	15	11
17	11	12
18	12	16
19	16	13
20	9	13
21	13	21
22	22	14
23	15	23
24	16	24
25	17	46
26	46	42
27	42	44
28	44	18
29	18	22
30	22	40
31	23	19
32	19	45
33	45	43
34	43	48
35	48	20
36	20	24
37	24	76
38	76	33
39	33	77
40	77	21
41	21	17
42	21	62
43	62	63
44	63	29
45	33	64
46	64	65
47	65	34
48	24	66
49	66	67
50	32	67
51	46	50
52	50	51

Línea	Punto inicial	Punto final
53	51	47
54	48	52
55	52	53
56	53	49
57	50	55
58	55	59
59	59	52
60	51	56
61	56	60
62	60	53
63	54	55
64	55	56
65	56	57
66	58	59
67	59	60
68	60	61
69	22	82
70	23	41
71	25	47
72	47	26
73	26	30
74	30	35
75	35	31
76	31	27
77	27	49
78	49	28
79	28	32
80	32	39
81	39	34
82	34	38
83	38	29
84	29	25
85	38	36
86	39	36
87	80	89
88	89	88
89	40	23
90	35	36
91	36	37
92	44	69

*MODELIZACIÓN Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PORTANTE
DE UN HELICÓPTERO NO TRIPULADO DE 400 Kg DE PESO*

Línea	Punto inicial	Punto final	Línea	Punto inicial	Punto final
93	69	68	116	95	92
94	68	45	117	95	35
95	42	73	118	96	91
96	73	72	119	96	82
97	72	43	120	83	89
98	68	70	122	95	89
99	69	71	123	96	89
100	70	72	124	88	40
101	71	73	125	88	82
102	74	76	126	88	41
103	75	77	127	88	35
104	37	78	128	94	98
105	84	5	129	98	99
106	90	96	130	99	100
107	41	31	131	99	13
108	91	95	132	100	29
109	82	30	133	101	102
110	92	94	134	102	103
111	93	83	135	103	104
112	83	90	136	103	16
113	83	40	137	104	32
114	94	93	138	100	105
115	94	41	139	104	106

Tabla 7. Discretización en líneas con puntos iniciales y finales.

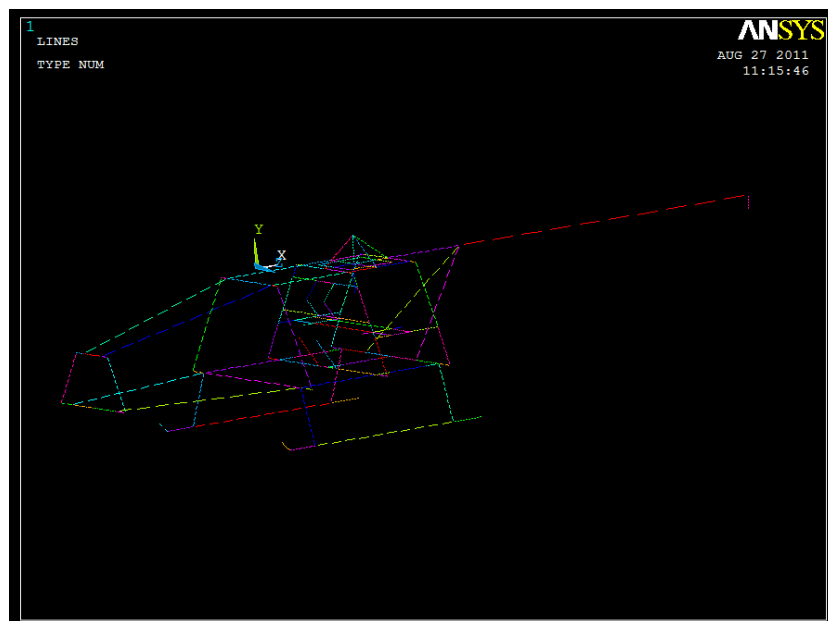


Figura 87. Estructura simplificada en líneas.

En este caso no se requiere crear ningún tipo de área ni volumen, ya que se utiliza el elemento barra para la discretización de la estructura. Por esta razón serán las líneas creadas las que representan los largueros de la estructura del helicóptero. Sin embargo, sí es necesario introducir la sección que tendrán los largueros para poder obtener las incógnitas secundarias como pueden ser los esfuerzos, reacciones o tensiones.

Tras tener la geometría definida se pasa, según lo anterior, a elegir el tipo de elemento que se va a utilizar. Para ello:

Preprocessor-> Element Type-> Add/Edit/Delete

En el menú desplegado se introducen los tipos de elemento que se vayan a utilizar mediante el botón *Add*. En el caso concreto de la estructura del helicóptero se utilizarán dos tipos de elementos. Uno de ellos será el de los largueros de la estructura y el otro será un elemento puntual para aplicar la carga sobre el centro de gravedad de los componentes que no tienen una geometría representada en el modelo de elementos finitos como son el motor, la caja de cambios, la carga de pago, los depósitos, el rotor principal, el fenestron y la cámara de grabación.

El primero de ellos será un elemento de tipo barra denominado *Structural Beam 188* de 2 nodos.

El segundo será el elemento *Structural Mass 21*, un elemento puntual explicado anteriormente.

Las opciones de ambos elementos se dejarán por defecto.

A continuación se pasa a definir las secciones de los perfiles utilizados para la estructura. Para ello se siguen las instrucciones:

Preprocessor-> Sections -> Beam-> Common Sections

En el cuadro que aparece se introducen los datos de las secciones. En la casilla denominada *ID* se introduce el número de identificación del perfil, se selecciona el tipo de sección en la casilla *Sub-Type*, que en nuestro caso será un perfil rectangular hueco y se introducen los datos de anchura y espesores correspondientes en las casillas *W1*, *W2*, *t1*, *t2*, *t3*, *t4* en milímetros según indica el dibujo. Las secciones a introducir en el modelo y sus valores para definirla se observan en la siguiente tabla:

*MODELIZACIÓN Y ANÁLISIS DE LA ESTRUCTURA PORTANTE
DE UN HELICÓPTERO NO TRIPULADO DE 400 Kg DE PESO*

Perfil rectangular hueco	W1	W2	t1	t2	t3	t4
1	40	40	4	4	4	4
2	80	80	4	4	4	4
3	20	50	2	2	2	2
4	50	50	4	4	4	4
5	30	30	2	2	2	2

Perfil rectangular macizo	B	H
6	20	5



Perfil circular hueco	R _i	R _o
7	15	17,5



Tabla 8. Tipos de perfiles a utilizar.

Figura 88. Imagen de la ventana a rellenar para introducir las secciones.

A continuación se pulsa la casilla *OK*.

Después de hacer ésto se pasa a definir un conjunto de constantes para el elemento *MASS 21*.

Preprocessor-> Real Constants-> Add/Edit/Delete

En el diálogo que aparece se introducen las constantes mediante el botón *Add* apareciendo un nuevo cuadro donde se selecciona el tipo de elemento creado anteriormente *MASS 21* y pulsando *OK* tenemos una tercera ventana donde se introduce el número de identificación de las constantes en la casilla denominada *Real Constant Set No.* y a continuación se introduce la masa en kg del elemento al que hace referencia, siendo el mismo valor para los ejes X,Y,Z, en las casillas marcadas como *Mass in X direction MASSX*, *Mass in Y direction MASSY*, *Mass in Z direction MASSZ*, cada una correspondiente al eje al que hace referencia. El resto de casillas se dejan en blanco. La relación de constantes a introducir se observan en la siguiente tabla:

Constante	Referencia	Masa en kg
1	Motor	78,350
2	Caja de transmisión y rotor principal	35,000
3	Carga de pago	60,000
4	Rotor de cola	18,264
5	Cámara	2,800
6	Depósito pequeño	17,963
7	Depósito grande	43,047

Tabla 9. Elementos con masa y su número de constante asignada.

Real Constant Set Number 1, for MASS21

Element Type Reference No. 3

Real Constant Set No. 1

Real Constants for 3-D Mass with Rotary Inertia (KEYOPT(3)=0)

Mass in X direction	MASSX	78.35
Mass in Y direction	MASSY	78.35
Mass in Z direction	MASSZ	78.35
Rotary inertia about X	IXX	0
Rotary inertia about Y	IYY	0
Rotary inertia about Z	IZZ	0

OK Apply Cancel Help

Figura 89. Introducción de las masas en el software.

Se pulsa el botón *OK* y se cierra con la tecla *Close* la ventana de *Real Constants*.

A continuación es necesario definir el tipo de material con el que trabajará el modelo. En este caso, será el mismo material para toda la estructura y se define mediante los pasos:

Preprocessor-> Material Props-> Material Models

En la ventana *Define Material Model Behavior* siguiendo las carpetas de la derecha *Structural-> Linear-> Elastic-> Isotropic* se introduce el Módulo de elasticidad o de Young en la casilla marcada como *EX* en unidades de N/mm^2 (MPa) que para la aleación de aluminio seleccionada es de 69000 N/mm^2 y se introduce también el Coeficiente de Poisson en la casilla denominada *PRXY* que tiene un valor adimensional de 0,33.

Con lo anterior lo que se consigue es crear un tipo de material basado en una estructura de tipo lineal, elástica y con comportamiento isotrópico.

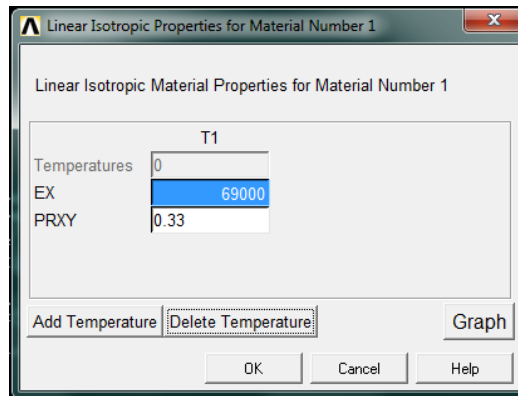


Figura 90. Introducción de las propiedades del material.

Tras esto, y siguiendo con el material, se define la densidad que será utilizada cuando se añada la fuerza de la gravedad sobre las barras. Aún en la ventana *Define Material Model Behavior* haciendo click en la carpeta *Structural* de la derecha aparece el submenú y entrando en la opción *Density* se introduce la densidad del material en kg/mm^3 para que el software trabaje según el resto de unidades introducidas. El valor de la densidad será de $2,7 \cdot 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$.

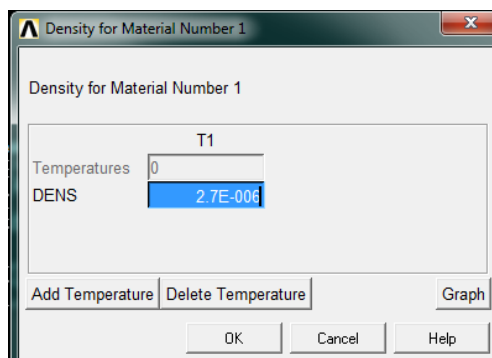


Figura 91. Densidad del material.

Una vez realizado lo anterior se pasa a mallar la estructura mediante la herramienta de mallado:

Preprocessor-> Meshing-> MeshTool

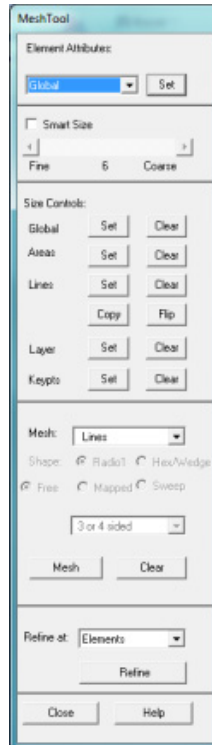


Figura 92. Herramienta de mallado.

En la parte superior del diálogo que aparece se pulsa el botón *Set* estando seleccionada la opción *Global* y en el cuadro *Meshing Attributes* se elige el tipo de elemento con el que mallar en la casilla *Element type number* de los elementos creados anteriormente. En principio se optará por mallar las barras de la estructura, por lo que se elige el *BEAM188*. En la misma ventana se selecciona el material en la casilla *Material number*, aunque para este caso se ha creado un único material definido con el número 1, por lo que no se podrá optar por otro.

Se introduce a continuación la sección con la que mallará el elemento en la casilla *Section number* pudiendo elegir entre todas las definidas anteriormente. El resto de casillas se dejan por defecto ya que no alterarán el mallado en este caso.

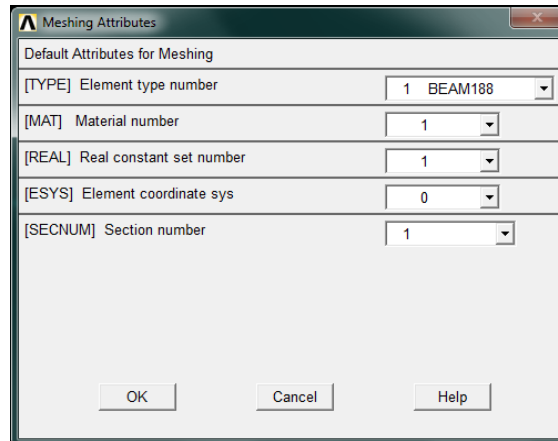


Figura 93. Atributos de mallado.

A continuación se pulsa *OK*.

El siguiente paso es definir el tamaño de los elementos. Volviendo a la ventana *MeshTool* se pulsa el botón *Set* a la derecha de la palabra *Global* (en la sección *Size Controls*) para definir el número de divisiones que tendrá el elemento, en este caso 10. Para ello, en el cuadro que se abre con título *Global Element Sizes* se introduce 10 en la casilla *NDIV No. Of element divisions* y el resto se deja por defecto. La casilla superior indica el tamaño de la división de cada elemento en caso de que se quisiera un tamaño determinado y no un número de divisiones. Pero en este caso se ha preferido la segunda opción.

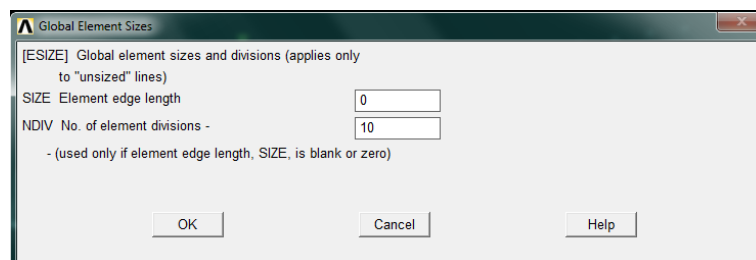


Figura 94. Selección del número de elementos por barra.

Se pulsa la casilla *OK* y se procede a mallar todas las barras que tengan la sección seleccionada pulsando el botón *Mesh* de la ventana *MeshTool* y seleccionando las líneas deseadas.

Este proceso se repite hasta mallar con las diferentes secciones toda la estructura, debiendo realizar las mismas operaciones para cada sección.

Todo el proceso se ha realizado con el atributo *Global* ya que todas las líneas que se iban a seleccionar debían tener el mismo mallado, pero se podía haber seguido el atributo *Lines* debiendo seleccionar las líneas en este caso en dos ocasiones, siendo el

resultado final equivalente y debiendo introducir las mismas propiedades. Por el mismo motivo, no debe llevar a confusión que se esté realizando un mallado sobre líneas y se utilice el atributo *Global*.

Dicho esto se procede a mallar los puntos en los que se aplica la masa de los elementos no definidos por el modelo.

Para ello se sigue el mismo procedimiento anterior con algunas variaciones. En el diálogo *MeshTool* se pulsa el botón *Set* en la parte superior derecha y en la ventana *Meshing Attributes* que aparece se selecciona el tipo de elemento con el que se desea mallar, en este caso el *MASS21*. En la casilla *Real constant set number* se selecciona el número de la constante que defina la masa del objeto que se va a mallar. El resto de casillas se dejan por defecto ya que no afectan al tipo de elemento seleccionado.

A continuación, en el apartado *Size Controls*, se pulsa el botón *Set* junto al identificador *Keypts*. Aparece un nuevo cuadro y se selecciona el punto a mallar de la geometría de la estructura. Pulsando la tecla *OK* aparece otra ventana en la cual se introduce el tamaño del elemento, que en este caso será de valor 0. Se cierra este diálogo pulsando *OK* y se concluye el mallado del elemento másico.

Este proceso debe llevarse a cabo para todos los elementos masa que se encuentran en la estructura y una vez están todos mallados se pasa a establecer la relación entre dichos elementos masa con el resto de la estructura. En caso de que se ubiquen en puntos de la estructura no es necesaria ya ninguna acción, pero si los elementos masa se encuentran en el espacio será indispensable marcar la relación que tienen con la estructura. Para ello es necesario crear un vector para cada elemento el cual defina los nodos de la estructura con los que estará unido y sobre los que se repartirá su peso. Se crea el vector de la siguiente manera:

Menú Parameters -> Array Parameters -> Define/Edit

A continuación aparece un diálogo sobre el que se pulsa el botón *Add...* y en la siguiente ventana se introduce el nombre del vector y el número de filas y columnas. En este caso, serán todos los vectores de una sola columna y el número de filas lo marcarán el número de nodos a añadir. Hecho esto, se pulsa *OK* y en la ventana anterior se selecciona el vector para editarlo y se pulsa el botón *Edit...*. En el nuevo diálogo se introduce el número de todos los nodos comprobando que hay tantas casillas como nodos. Tras hacer esta operación con todos los elementos masa se cierra la ventana *Array Parameters*. Los vectores que deben añadirse con sus dimensiones son:

Vector	Dimensiones
Carga de pago	4x1
Depósito Grande	6x1
Depósito Pequeño Izquierdo	8x1
Depósito Pequeño Derecho	8x1
Motor	4x1
Caja de transmisión y rotor principal	18x1

Tabla 10. Dimensiones de los vectores para el reparto de masas.

Una vez se tienen los vectores definidos es necesario aplicar la relación existente entre dichos nodos y el elemento masa. Ello se hace mediante la orden:

Preprocessor-> Coupling/Ceqn-> Dist F/M at Mstr

A continuación se selecciona el elemento masa que se desea unir con la estructura y en el cuadro que aparece se indica que se transfieran todos los grados de libertad seleccionando *ALL* en la casilla *DOF Degree-of-freedom label* y se escribe tal y como se ha nombrado el vector correspondiente al elemento en cuestión en la casilla *SLAVES List of Slave Array Param*. La casilla inferior cumple una función que no se va a utilizar en este caso y sirve para asignar relaciones variables del peso sobre los nodos especificados mediante otro vector añadido. Una vez terminado, se pulsa la tecla *OK* para finalizar. Este proceso es necesario que se lleve a cabo para cada elemento que se encuentre ubicado en el espacio sin tener contacto con ningún perfil.

La opción de relacionar el peso de los componentes que sólo se modelan como masa de la manera anterior se ha elegido pensando en que sea la mejor opción, al suponer una masa ubicada en un punto del espacio que corresponde al centro de gravedad de una pieza y que debe ser transmitida por igual como si se tratase de una masa distribuida a lo largo de una zona concreta de la estructura. Otra opción habría sido el modelar piezas de unión entre el punto con masa impuesta y la estructura, pero hubiera supuesto un camino de carga que cambiaría los esfuerzos sobre la estructura intensificando en puntos que realmente no tendrían ese sistema de fuerzas.

El siguiente paso consiste en la imposición de cargas y condiciones de apoyo, que se lleva a cabo mediante el módulo de cálculo del software.

En primer lugar, se debe decir que según las características del sistema de fuerzas de la estructura del helicóptero y el planteamiento del problema, las condiciones de apoyo se pueden aplicar en cualquier lugar de la estructura. Esto es debido a que se está ante un conjunto que se encuentra suspendido en el aire sobre el cual se aplica un sistema de fuerzas, por lo que una vez conseguido el equilibrio en dicho sistema, las condiciones de apoyo pueden aplicarse en cualquier lugar para fijar la posición de toda

la estructura. Se ha optado por aplicar las condiciones de contorno sobre la barra 3. Para ello es preciso seguir las instrucciones:

Solution-> Define Loads-> Apply-> Structural-> Displacement-> On Lines

Se selecciona la barra 3 y se pulsa *OK*. En el cuadro que surge se debe seleccionar la opción *All DOF* que restringirá todos los grados de libertad y creará un empotramiento sobre dicha barra, dejando el resto de casillas como están y confirmando con la tecla *OK*.

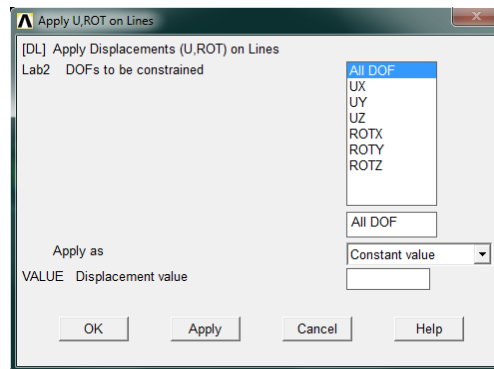


Figura 95. Adición de condiciones de contorno.

Se pasa ahora a la imposición de cargas sobre el modelo:

Solution-> Define Loads-> Apply-> Structural-> Force/Moment-> On Keypoints

El siguiente paso es marcar el punto donde se desea aplicar la carga y pulsando *OK* aparece un nuevo diálogo en el que se debe indicar la dirección de la carga (ya sea fuerza o momento) en la casilla *Direction of force/mom* y el valor y el sentido de ésta, que se definen en la casilla *Force/momento value* y en este caso será en Newtons (N) para fuerzas o Newtons por mm (N·mm) para momentos. El programa se basa en los ejes que aparecen sobre el modelo, por tanto para indicar el sentido de las cargas deberá tenerse en cuenta el sentido deseado y si es contrario al de los ejes indicarse con el signo negativo. Al tratarse de valores constantes la segunda casilla se deja por defecto. Se pulsa *OK* para cerrar la ventana y aplicar los datos.

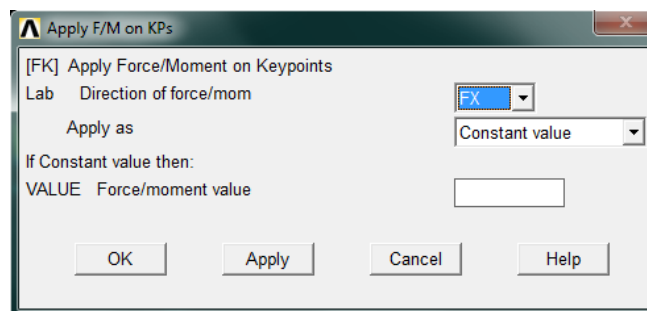


Figura 96. Adición de cargas.

El conjunto de cargas a aplicar sobre la estructura se resume en la siguiente tabla:

Fuerza	Valor
1	-203,172 k (N)

Tabla 11. Cargas a aplicar en el modelo.

A continuación se aplica la fuerza de la gravedad o aceleraciones en caso de vuelo estacionario o aterrizaje sobre todos los elementos con masa de la estructura. Para ello:

Solution-> Define Loads-> Apply-> Structural-> Inertia-> Gravity-> Global

En el cuadro que aparece se aplica la aceleración sobre el eje Y en sentido positivo. Los distintos casos y aceleraciones a que está sometida la estructura son los siguientes:

Aceleraciones (N/kg)	Eje X	Eje Y	Eje Z
Vuelo estacionario	4,042	8,937	5,35E-04
Aterrizaje	0	34,335	0

Tabla 12. Aceleraciones a las que se verá sometido el modelo.

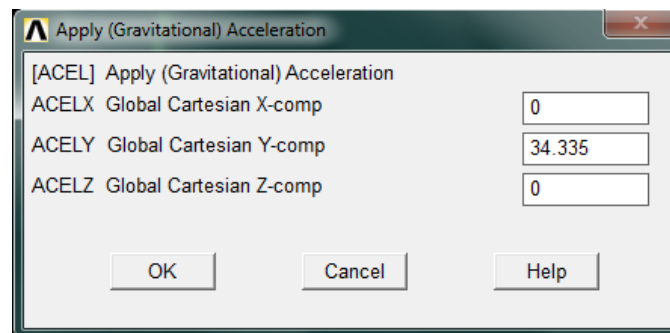


Figura 97. Introducción de los valores de la aceleración.

Tras imponer las condiciones de contorno, se pasa ya a resolver el modelo de la siguiente manera:

Solution-> Solve-> Current LS

Aparece una ventana */STATUS Command* donde se da información como el tipo de análisis, dimensión del problema, grados de libertad, aceleraciones a las que se somete el modelo, etc. y aparece a su vez una segunda ventana antes de empezar a resolver. Si la información es coherente, se pulsa *OK* para comenzar el cálculo.

Una vez que el software ha resuelto el cálculo, un panel indicativo anuncia que la solución es válida. Pulsando *Close* y cerrando el archivo se pasa al módulo de postprocesador para visualizar los resultados.

En primer lugar se pretende observar cómo queda la estructura deformada, por lo que se siguen los pasos:

General Postproc-> Plot Results-> Deformed Shape

Y en el cuadro emergente se selecciona la opción *Def + undeformed* para visualizar la deformada de la estructura junto con su forma original.

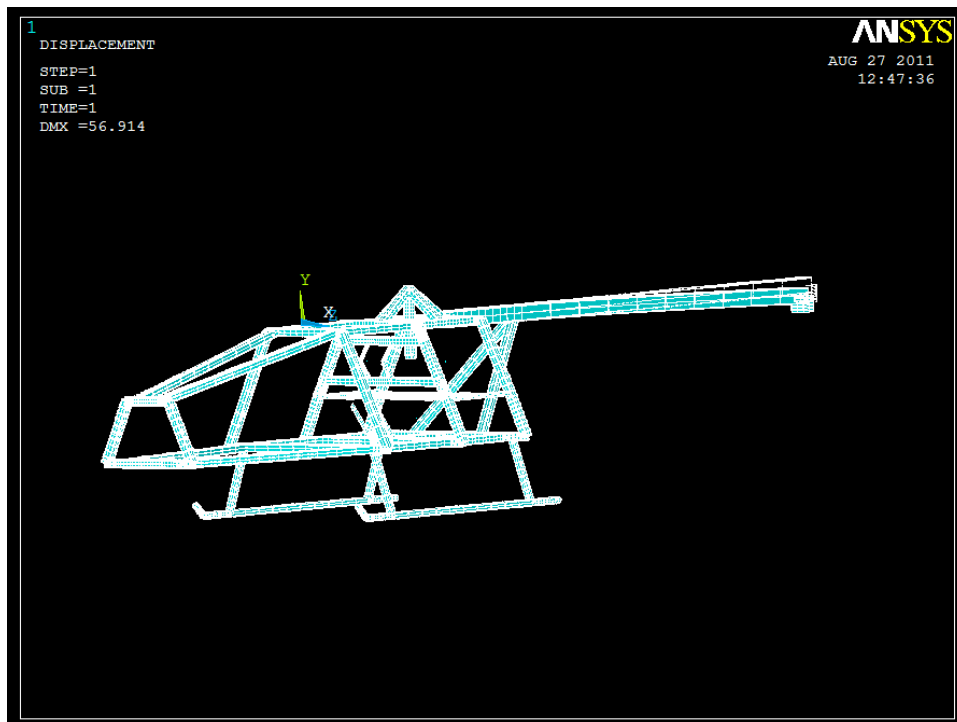


Figura 98. Estructura deformada tras resolver.

El siguiente paso será mostrar la tensión a la que está sometida la estructura. Para ello será necesario entrar en el menú principal y seguir las instrucciones:

Menú PlotCtrls-> Style-> Size and Shape

Y en la ventana *Size and Shape* marcar (On) la opción *Display of element* para poder visualizar las diversas secciones de los elementos mallados y así el programa es capaz de mostrar las tensiones generadas.

Tras esto:

General Postproc-> Plot Results-> Contour Plot-> Element Solu

Y a continuación:

Element Solution/ Stress/ von Mises stress

Hecho esto, el programa colorea las secciones según una leyenda inferior sobre la que se observan los valores de las tensiones según el criterio de Von Mises elegido.

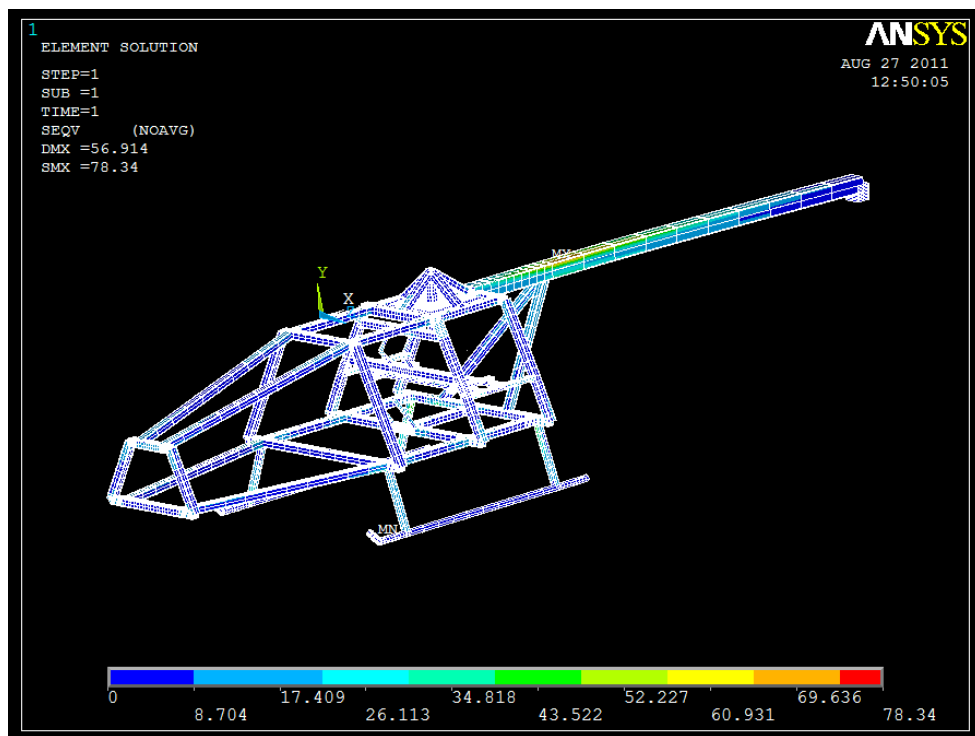


Figura 99. Ejemplo de las tensiones a las que se somete el modelo.

Explicado cómo se obtiene este resultado, cualquiera de las opciones disponibles en el programa se puede realizar variando la elección en la lista soluciones.

8. Análisis y dimensionamiento

Tras haber examinado los casos de carga de vuelo estacionario y aterrizaje y haber proporcionado algunos datos de esfuerzos, es momento en este apartado de centrarse en el análisis de la estructura para posteriormente redimensionar las piezas que sea necesario.

En cuanto a los estados de carga que se han llevado a estudio en la estructura, prima el aterrizaje donde se somete, en general, a mayores esfuerzos. Aún así, algunas zonas como la pletina de soporte de la caja de cambios, están sometidas a unos estados de fuerzas más desfavorables para el caso de vuelo estacionario. Por este motivo anterior, dependiendo de la zona de estudio de la estructura, se dimensionará con un caso u otro, siempre con el más desfavorable y quedando del lado de la seguridad.

Pasando a ver resultados por zonas, es necesario destacar primero la más desfavorable que en ambos casos corresponde al larguero que soporta el rotor de cola. El caso de aterrizaje está sometido a una tensión mayor y como se puede ver en la imagen el valor es de:

$$\sigma_{m\acute{a}x.} = 78,34 \text{ MPa}$$

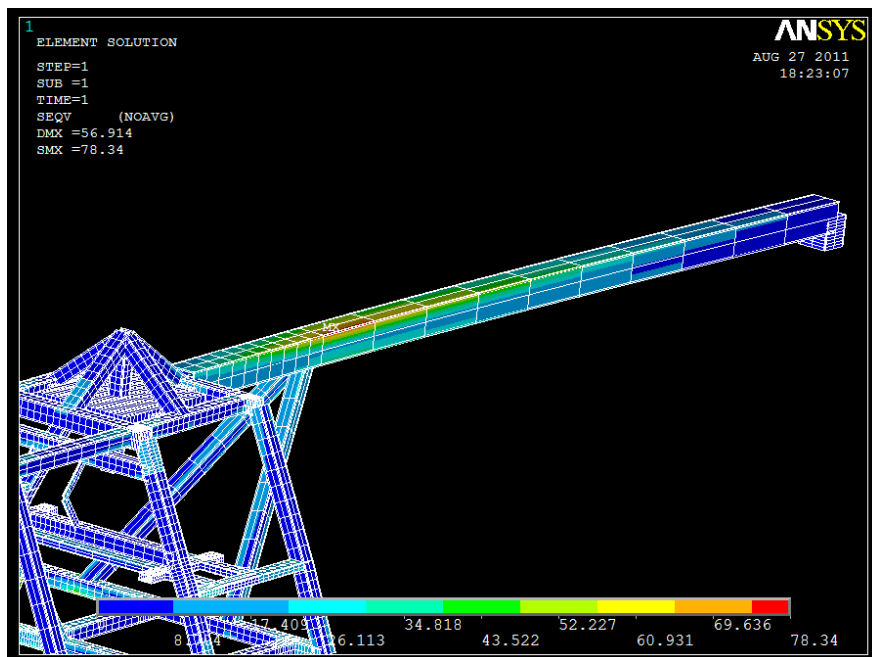


Figura 100. Tensiones máximas que alcanza el modelo.

El larguero en su punto máximo está sometido a un estado plano de tensiones donde aparecen tensiones normales y cortantes debidas a la suma de la flexión en el plano XZ producida por la fuerza trasera del rotor de cola y en el plano YZ por la fuerza distribuida ocasionada por la masa de la barra y la masa del rotor de cola aceleradas con

un valor de 3,5G. Además, un momento torsor sobre el eje X generado por la fuerza del fenestron añade un aporte más de tensión cortante sobre el larguero.

Mirando el helicóptero desde atrás, se puede representar la sección de la siguiente manera:

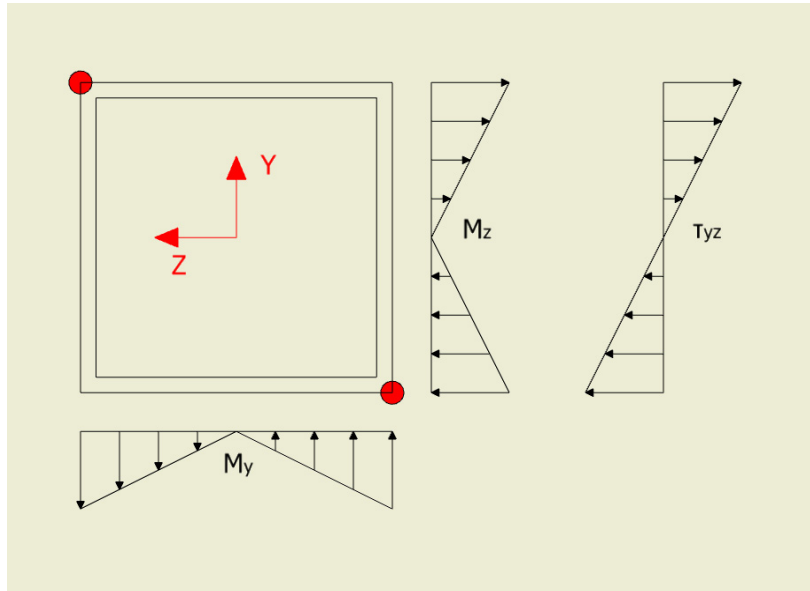


Figura 101. Geometría de los esfuerzos a los que se somete el perfil.

El diagrama de la figura muestra la distribución de tensiones normales debidas a la suma de los momentos flectores y las tensiones cortantes producidas por el momento torsor sobre el eje X. El momento generado sobre el eje Z lo provoca el peso de la propia barra y el peso del rotor de cola, mientras que el momento en el eje Y lo provocará únicamente la fuerza ejercida por dicho rotor de cola. Por la forma de la distribución, los puntos más desfavorables son los marcados en rojo, donde el superior izquierdo estará sometido a tracción y el inferior derecho a un estado de compresión.

Las tensiones cortantes producidas por las cargas directamente sobre la estructura en el plano YZ se desprecian al estar contenido su máximo en un punto distinto al de las tensiones normales y ser de valor mucho menor. La aportación de esta tensión cortante en los puntos máximos de cálculo es nula debido a su distribución en este estado de cargas, que toma la forma:

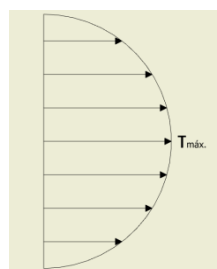


Figura 102. Geometría del esfuerzo cortante directo.

Sin embargo, sí aparecen tensiones cortantes producidas por el momento torsor en X causado a su vez por el desfase de la carga del rotor de cola con respecto al centro de gravedad del larguero.

A continuación, se realizan los cálculos del valor de las tensiones normales máximas para comprobar los resultados.

En primer lugar, la longitud del larguero desde el punto de cálculo hasta el final es de 2.280,45 mm con una sección de 1.216 mm² formando un volumen de:

$$V = 2.280,45 \cdot 1.216 = 2.773.027,200 \text{ mm}^3$$

Donde la densidad del material asignado al programa de cálculo es de 3.510 kg/m³, y la masa del perfil a calcular será:

$$M_{barra} = V \cdot \rho = 2.773.027,200 \cdot 3,51 \cdot 10^{-6} = 9,733 \text{ kg}$$

Y si el centro de gravedad del larguero sobre el que se aplica está situado a una distancia desde el centro de cálculo de:

$$d = \frac{2280,45}{2} = 1140,225 \text{ mm}$$

Los momentos de inercia con respecto a los ejes Z e Y se encuentran calculados en el Anexo I.

El valor de la tensión normal producida por flexión en el eje Z por el peso de la barra es según lo anterior:

$$\sigma_{x_{f_{z1}}} = \frac{M_z}{I_z} \cdot y_{máx} = \frac{9,733 \cdot 3,5 \cdot 9,81 \cdot 1140,225}{1.173.845,333} \cdot 40 = 12,984 \text{ MPa}$$

De un modo similar, la tensión normal producida también por flexión sobre el eje Z pero esta vez provocada por el peso del rotor de cola se calcula:

$$\sigma_{x_{f_{z2}}} = \frac{M_z}{I_z} \cdot y_{máx} = \frac{18,264 \cdot 3,5 \cdot 9,81 \cdot 2.280,45}{1.173.845,333} \cdot 40 = 48,731 \text{ MPa}$$

La tensión normal de flexión sobre el eje Y producida por la fuerza de las palas del rotor de cola toma un valor de:

$$\sigma_{x_{f_y}} = \frac{M_y}{I_y} \cdot z_{máx} = \frac{203,172 \cdot 2.280,45}{1.173.845,333} \cdot 40 = 15,788 \text{ MPa}$$

Y la contribución del momento de torsión sobre el eje X provocando tensiones cortantes se calcula de la siguiente manera:

$$\tau_{m\acute{a}x.} = \frac{M_x}{W_0} = \frac{M_x}{2 \cdot h \cdot b \cdot e} = \frac{203,172 \cdot 82,5}{2 \cdot 80 \cdot 80 \cdot 4} = 0,327 \text{ MPa}$$

Finalmente y mediante la teoría de la distorsión angular o de Von Mises se obtiene el resultado final de la tensión máxima equivalente:

$$\sigma_{equivalente} = \sqrt{\sigma_{m\acute{a}x.}^2 + 3 \cdot \tau_{m\acute{a}x.}^2} = \sqrt{77,503^2 + 3 \cdot 0,327^2} = 77,505 \text{ MPa}$$

Valor que se puede tomar como válido suponiendo que la diferencia con el valor dado por el software puede deberse a la aproximación por decimales.

La tensión máxima que soporta la estructura ubicada en este punto toma el valor mencionado después de haber requerido un sobredimensionamiento. En un principio, la sección del perfil cuadrado tubular tenía unas dimensiones máximas de 40x40 mm con un espesor de 4 mm, pero la tensión a la que se veía sometido era demasiado grande y el material no podía soportar los esfuerzos con el coeficiente de seguridad establecido. Ha sido por ello necesario aumentar el perfil hasta llegar a unas dimensiones de 80x80 mm con un espesor de 4 mm.

Otra de las zonas que está sometida a grandes tensiones es el apoyo del soporte que sujeta el larguero hacia el fenestron con el resto de la estructura. Para localizar mejor la zona, se puede ver la siguiente imagen:

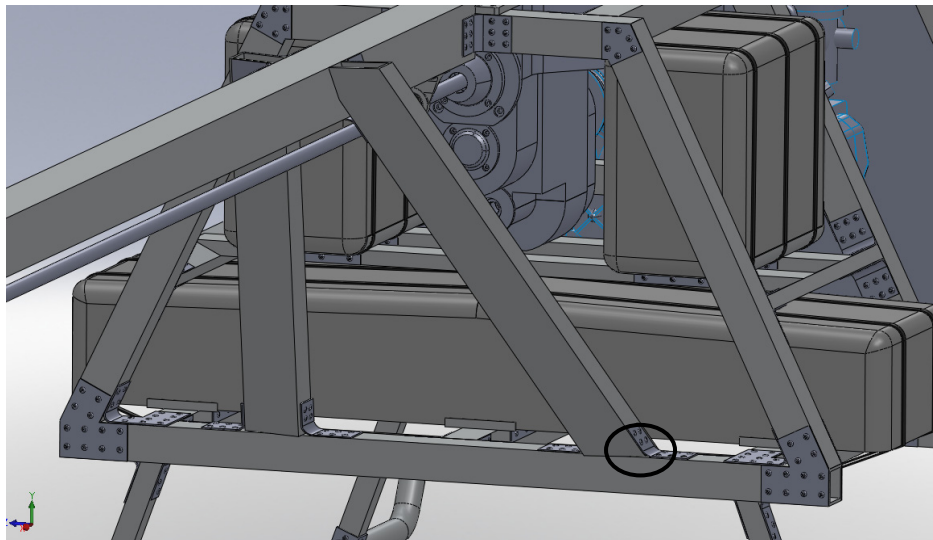


Figura 103. Zona sometida a grandes tensiones.

El conjunto de esfuerzos sobre el perfil inferior transmitidos por los soportes desde el larguero que sujeta el rotor de cola provocan unos valores de tensión elevados en torno a los 60 MPa según criterio de Von Mises tal y como se puede ver en la imagen siguiente.

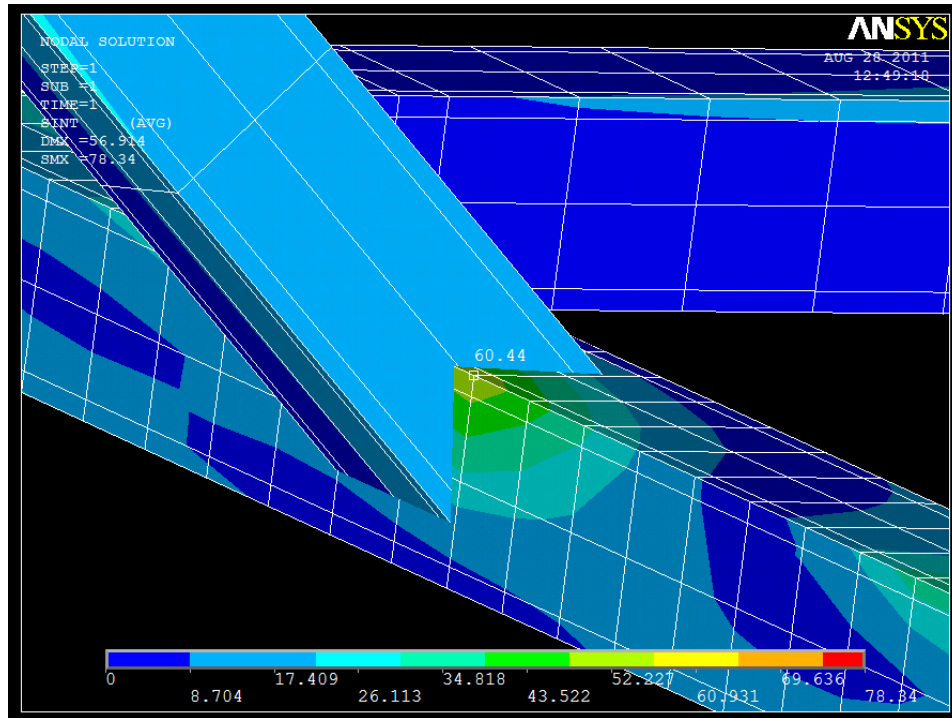


Figura 104. Diagrama de colores de las tensiones de la zona anterior.

Estos niveles de tensión obligan a dimensionar de nuevo también estos perfiles, debiendo aumentar la sección de 40x40 mm con un espesor de 4 mm a una final de 50x50 mm con el mismo espesor. Según la dirección y sentido de las fuerzas ocasionadas por el rotor de cola, es el soporte del larguero de la derecha el que se encuentra más cargado con respecto al izquierdo, estando sometido principalmente a un esfuerzo de compresión que termina provocando las tensiones vistas sobre el perfil inferior.

La siguiente zona sometida a observación es el soporte derecho trasero del patín en su parte superior. Sigue siendo más desfavorable el caso de aterrizaje para esta pieza al encontrarse los patines sometidos a condiciones de apoyo y sufrir todo el helicóptero una aceleración de 3,5 veces la fuerza de la gravedad.

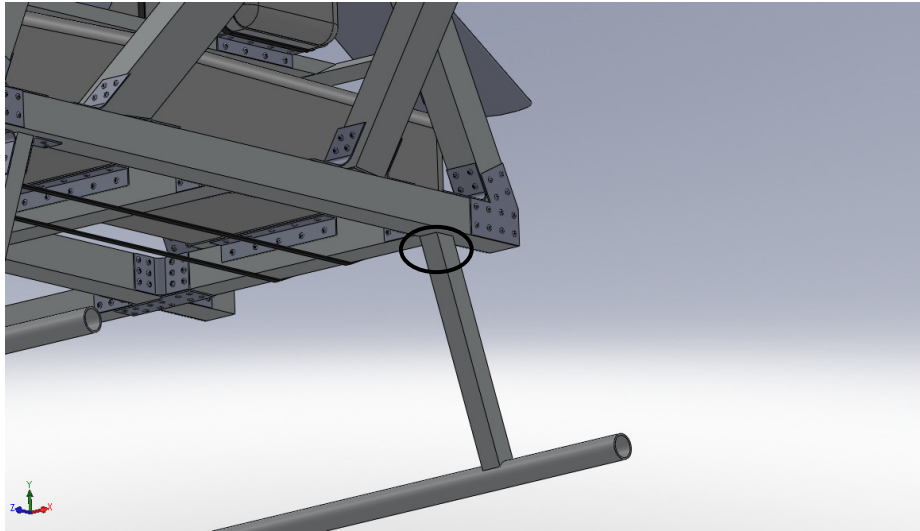


Figura 105. Zona del soporte del patín sometida a grandes tensiones.

Por motivos similares a los vistos en la zona anterior, esta pieza se encuentra sometida a unas tensiones elevadas con respecto al resto de componentes tomando valores en torno a 54 MPa. El perfil que soporta dichos esfuerzos posee una sección cuadrado y hueca de 30x30 mm con 2 mm de espesor de pared. Se considera suficiente y no es necesario aumentar sus dimensiones.

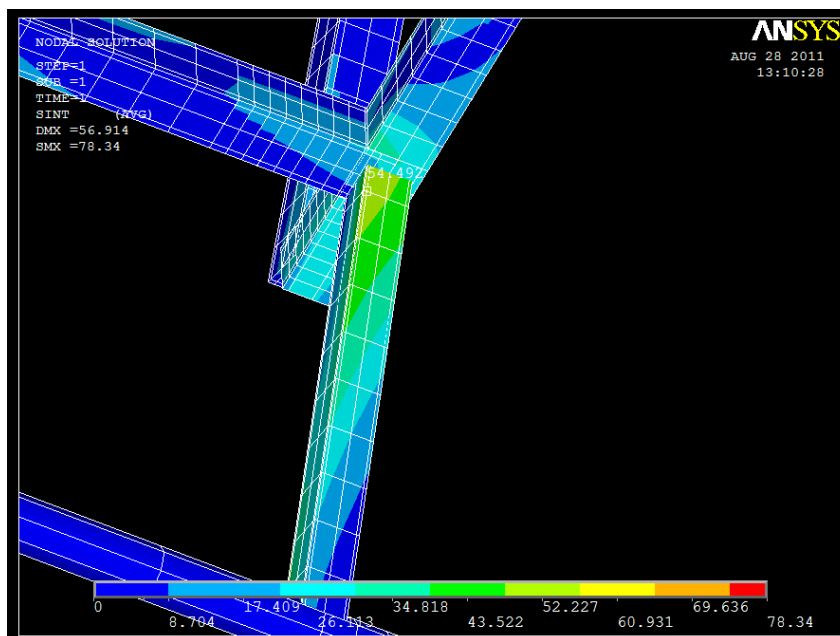


Figura 106. Diagrama de tensiones de la zona en estudio.

El perfil inferior que sujeta los soportes del motor sufre unas tensiones según criterio de Von Mises de casi 32 MPa siendo otro de los puntos que ha correspondido redimensionar pasando del usual perfil de sección 40x40 mm con espesor de 4 mm a otro de 50x50 mm con idéntico espesor. Estas tensiones se producen al estar dicho motor anclado en voladizo aunque no ha sido necesario aumentar la sección maciza de 20x5 mm de los soportes.

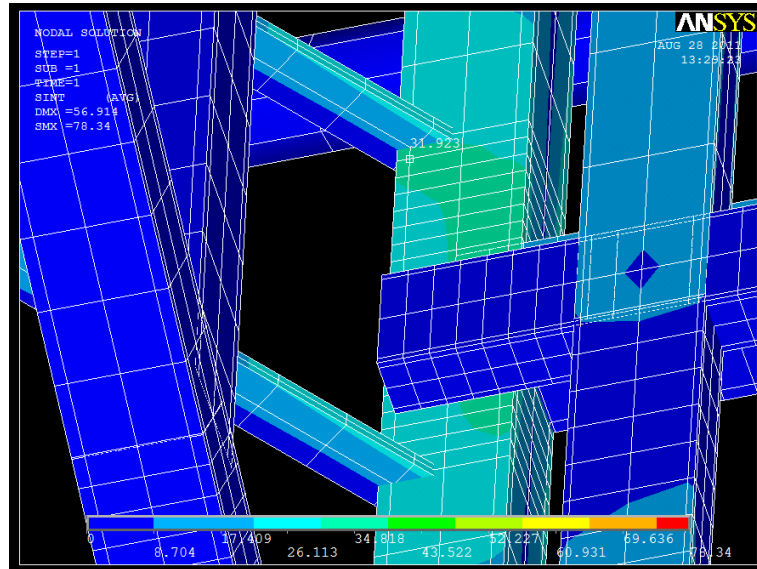


Figura 107. Tensiones en el perfil que sujeta los soportes del motor.

Siguiendo con el estado de aterrizaje ha sido necesario también comprobar la parte delantera de sujeción del patín al concentrarse esfuerzos con valores sobre 37,84 MPa sin necesidad de ampliar la sección manteniendo los 40x40 mm y el espesor conocido de 4 mm.

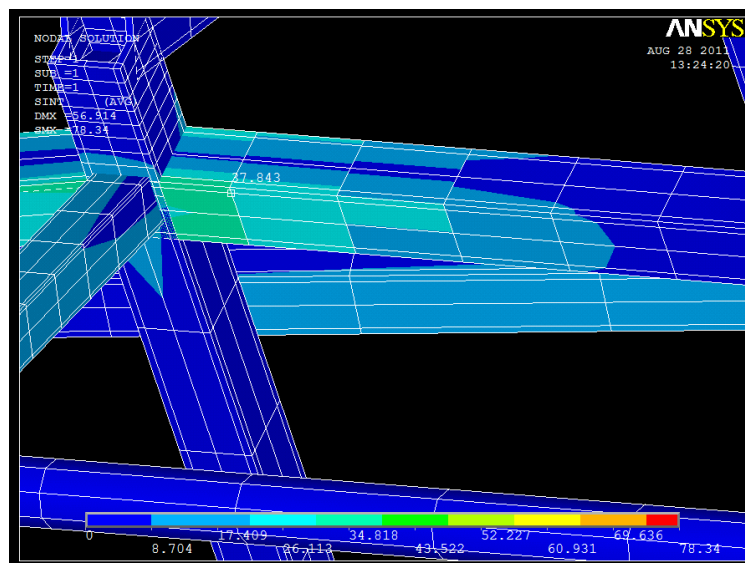


Figura 108. Perfil sometido a esfuerzos en torno a 38 MPa.

Los perfiles que soportan los depósitos tampoco se libran de estar sometidos a tensiones elevadas, como en este caso, este perfil expuesto a una tensión con valores casi de 45 MPa.

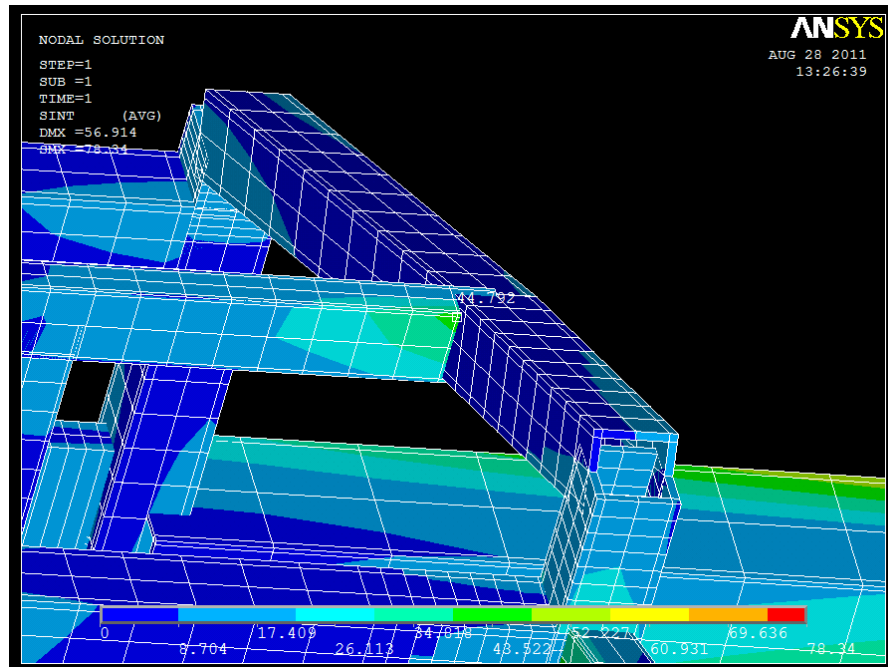


Figura 109. Perfil que da soporte a los depósitos.

Aunque el caso de aterrizaje muestra notablemente que es más desfavorable, zonas como la que se muestra a continuación indican que en vuelo estacionario aparecen puntos que están sometidos a mayor tensión que en el otro caso. Estos puntos se encuentran en la unión entre la caja de cambios y el resto de la estructura. Es evidente que aparezca este aumento de tensiones ya que es el rotor principal el que soporta las aceleraciones a las que se somete la estructura en este caso, estando en contacto directo con la caja de transmisión (la cual traslada el sistema de fuerzas al resto del helicóptero a través de la zona de estudio). Los valores de la tensión máxima para esta zona pasan ligeramente los 20 MPa.

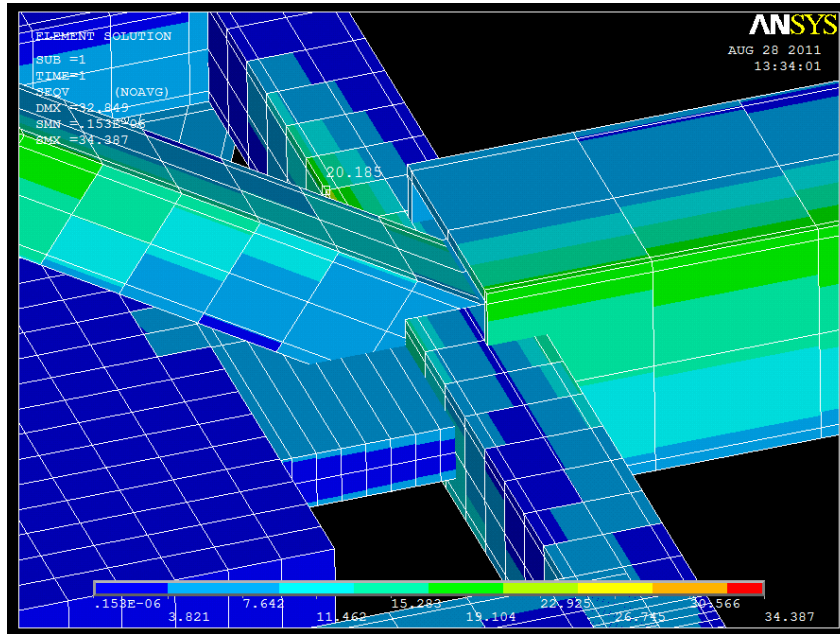


Figura 110. Tensiones sobre los soportes de la caja de cambios.
(Prestar atención únicamente al perfil cuyo nodo está marcado)

Cálculo de uniones

Después de ver los resultados del análisis es hora de calcular las uniones más solicitadas. Una de ellas es la que soporta el larguero hacia el rotor de cola. Primero se llevará a cabo el cálculo de los remaches más desfavorables para dimensionarlos y luego se calculará el espesor de la pieza unión.

La geometría de la pieza a calcular está dibujada en la siguiente imagen:

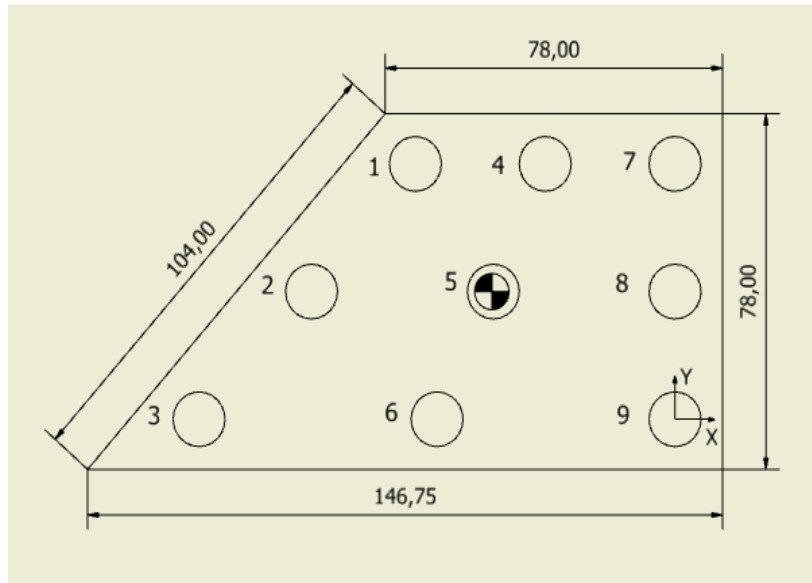


Figura 111. Geometría de la unión.

Se colocan 9 remaches situados de la siguiente manera:

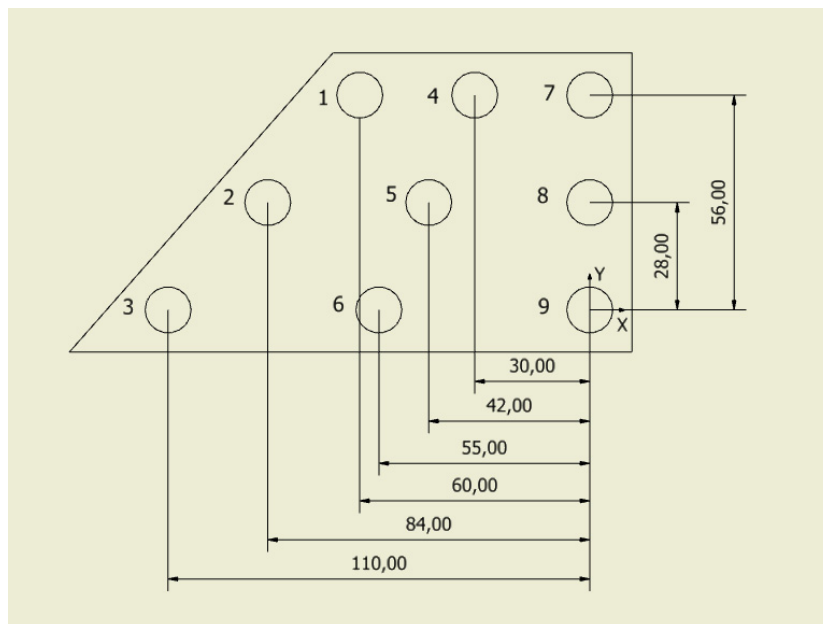


Figura 112. Situación de los remaches en la unión.

Para distribuir los esfuerzos sobre cada remache es necesario antes de ello calcular el centro de gravedad de todos ellos donde sus coordenadas son:

$$Y_{CG} = \frac{3 \cdot A_r \cdot 0 + 3 \cdot A_r \cdot 28 + 3 \cdot A_r \cdot 56}{9 \cdot A_r} = 28 \text{ mm}$$

$$X_{CG} = \frac{3 \cdot A_r \cdot 0 - A_r \cdot 30 - A_r \cdot 42 - A_r \cdot 55 - A_r \cdot 60 - A_r \cdot 84 - A_r \cdot 110}{9 \cdot A_r} = -42,333 \text{ mm}$$

El conjunto de fuerzas que actúan sobre la unión es el indicado a continuación:

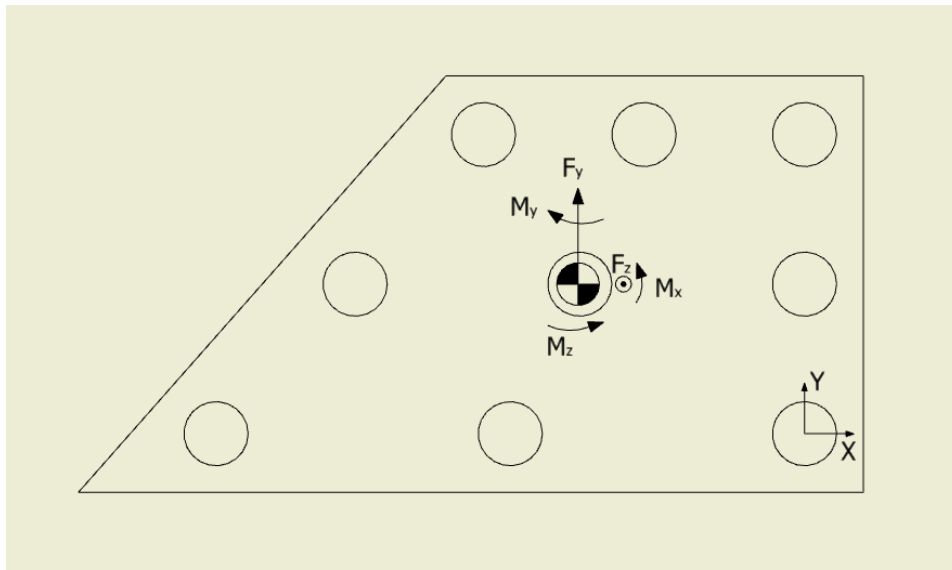


Figura 113. Fuerzas que soporta la unión.

Siendo los valores de las fuerzas máximos en el nodo de cálculo, en el caso de una aceleración en el eje Y de 3,5G (aterrizaje):

$$F_x = 0$$

$$F_y = 939,95 \text{ N}$$

$$F_z = 189,08 \text{ N}$$

$$M_x = 15465 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

$$M_y = 4,2741 \cdot 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

$$M_z = 1,7836 \cdot 10^6 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

Tensiones cortantes:

Dividiendo en dos planos para simplificar los cálculos de las fuerzas, tendremos un primer sistema de la manera siguiente:

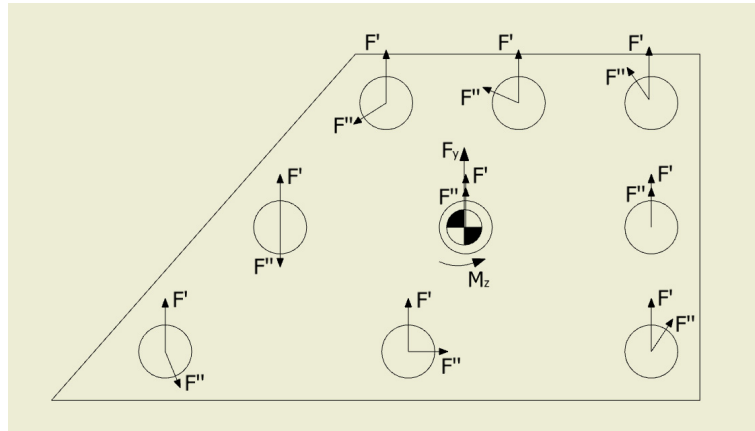


Figura 114. Fuerzas cortantes que actúan y su distribución.

Las fuerzas denominadas como F' están causadas por la fuerza F_y mientras que las marcadas como F'' están originadas por el momento en el eje Z .

El valor de F' es constante para todos los tornillos y tiene un valor:

$$F'_i = \frac{939,95}{9} = 104,439 \text{ N}$$

El valor de F'' varía según la situación del remache siguiendo la ecuación:

$$F''_i = \frac{M \cdot r_i}{\sum_{i=1}^n r_i^2}$$

Para ello se necesita el valor de las distancias r_i que se listan a continuación:

$$r_1 = 33,11 \text{ mm}$$

$$r_2 = 41,67 \text{ mm}$$

$$r_3 = 73,23 \text{ mm}$$

$$r_4 = 30,60 \text{ mm}$$

$$r_5 = 0,33 \text{ mm}$$

$$r_6 = 30,73 \text{ mm}$$

$$r_7 = 50,76 \text{ mm}$$

$$r_8 = 42,33 \text{ mm}$$

$$r_9 = 50,76 \text{ mm}$$

A primera vista parece que el remache número 7, el número 8 o el 9 vayan a resultar los más desfavorables, pero no se debe olvidar que existe un segundo sistema de fuerzas en otro plano que añadirá unos esfuerzos normales al remache.

Aún así, se parte de calcular, en principio, los esfuerzos sobre los remaches mencionados para tener una idea del tamaño de las cargas. Cuando se pase al segundo plano de fuerzas se observa si es necesario calcular el resto por estar más cargados. De esta manera:

$$F_7'' = \frac{1,7836 \cdot 10^6 \cdot 50,76}{17021,079} = 5319,024 \text{ N}$$

$$F_8'' = \frac{1,7836 \cdot 10^6 \cdot 42,33}{17021,079} = 4435,664 \text{ N}$$

$$F_9'' = F_7'' = 5319,024 \text{ N}$$

Se pasa ahora a resolver la fuerza equivalente de cortadura:

- Caso del remache 7:

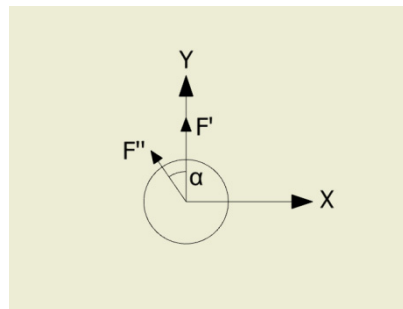


Figura 115. Sistema de fuerzas en remache 7.

En este caso sí es necesario descomponer el sistema de fuerzas sobre los ejes X e Y. Para ello:

$$F_7 = \sqrt{F_{7x}^2 + F_{7y}^2}$$

Siendo el ángulo alfa $\alpha = 34,49^\circ$

$$F_{7x} = -F_7'' \cdot \sin \alpha = -5319,024 \cdot \sin 34,49 = -3011,963 \text{ N}$$

$$F_{7y} = F_7' + F_7'' \cdot \cos \alpha = 104,439 + 5319,024 \cdot \cos 34,49 = 4488,512 \text{ N}$$

$$F_7 = \sqrt{(-3011,963)^2 + 4488,512^2} = 5405,429 \text{ N}$$

- Caso del remache 8:

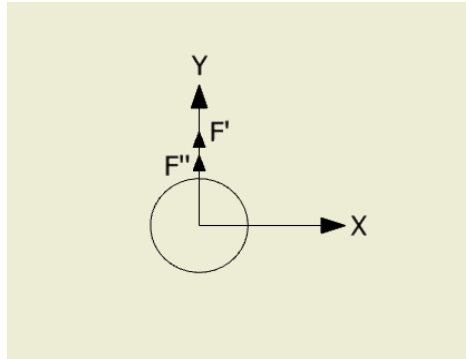


Figura 116. Sistema de fuerzas en remache 8.

No es necesario descomponer las fuerzas en los ejes X e Y ya que se observa que están orientadas en la misma dirección y sentido, que coincide con el eje Y en sentido positivo. Por tanto, se simplifica y se obtiene que:

$$F_8 = F'_8 + F''_8 = 104,439 + 4435,664 = 4540,103 \text{ N}$$

- Caso del remache 9:

Los cálculos son exactamente iguales a los del remache 7, con la salvedad de que la fuerza resultante llevará una dirección distinta, coincidiendo el módulo final de la fuerza.

$$F_9 = F_7 = 5405,429 \text{ N}$$

Al haber dos planos de corte (una unión por cada lado del larguero) la fuerza final de cortadura se reduce a la mitad, siendo:

$$F_{7,cortadura} = \frac{5405,429}{2} = 2702,715 \text{ N}$$

$$F_{8,cortadura} = \frac{4540,103}{2} = 2270,052 \text{ N}$$

$$F_{9,cortadura} = \frac{5405,429}{2} = 2702,715 \text{ N}$$

Tensiones normales:

Se pasa ahora al segundo plano de fuerzas que actúa sobre la unión.

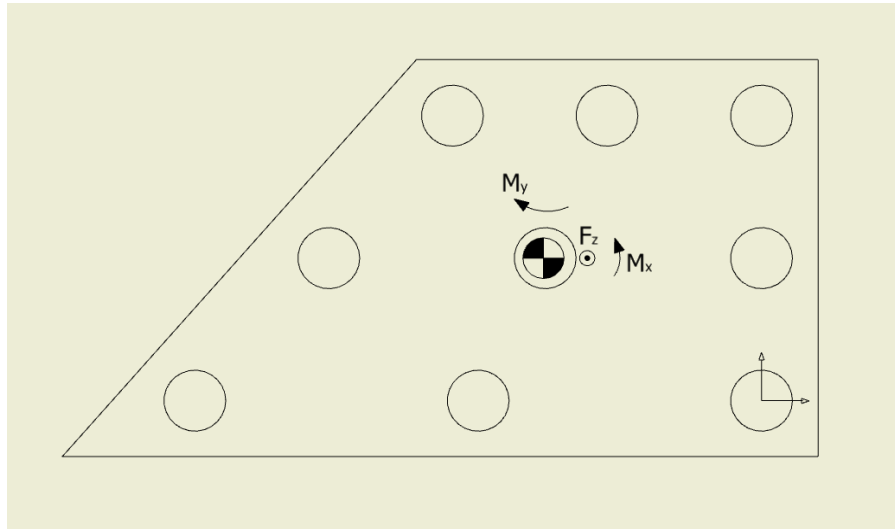


Figura 117. Fuerzas normales que provocan tensiones normales.

En este segundo plano sólo se tratan fuerzas normales a la dirección principal del remache. Las cargas actuantes son una fuerza en Z y dos momentos en X y en Y con el sentido indicado en los dibujos. Por aclarar los cálculos, se procede primero al aporte del momento en X. Con el siguiente sistema de fuerzas y por semejanza de triángulos se puede resolver de la siguiente manera:

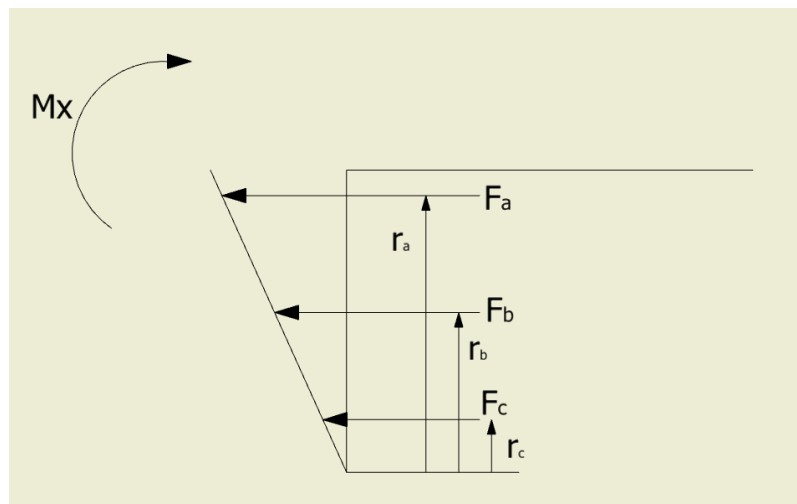


Figura 118. Fuerzas normales resultantes del momento en X.

Para obtener las fuerzas ocasionadas por el momento en X se resuelve el siguiente sistema de tres incógnitas:

$$\begin{cases} n_a \cdot F_a \cdot r_a + n_b \cdot F_b \cdot r_b + n_c \cdot F_c \cdot r_c = M_x \\ \frac{F_a}{r_a} = \frac{F_b}{r_b} = \frac{F_c}{r_c} \end{cases}$$

Donde n_i es el número de remaches por fila, F_i es la fuerza normal por remache y por fila y r_i es la altura desde el inicio de la unión.

Para las tres filas, el número de remaches es de 3 y los valores de r_i son:

$$r_a = 67 \text{ mm}$$

$$r_b = 39 \text{ mm}$$

$$r_c = 11 \text{ mm}$$

De esta manera, el sistema anterior queda:

$$\begin{cases} 3 \cdot F_a \cdot 67 + 3 \cdot F_b \cdot 39 + 3 \cdot F_c \cdot 11 = 15465 \\ \frac{F_a}{67} = \frac{F_b}{39} = \frac{F_c}{11} \end{cases}$$

Igualando en la segunda ecuación se obtiene que:

$$F_b = F_a \cdot 0,582$$

$$F_c = F_a \cdot 0,164$$

Sustituyendo en la primera ecuación:

$$3 \cdot F_a \cdot 67 + 3 \cdot F_a \cdot 0,582 \cdot 39 + 3 \cdot F_a \cdot 0,164 \cdot 11 = 15465$$

Donde resolviendo:

$$F_a = 56,338 \text{ N}$$

Y volviendo a la segunda ecuación se obtiene:

$$F_b = 32,789 \text{ N}$$

$$F_c = 9,239 \text{ N}$$

La fila superior es más desfavorable.

Se pasa ahora al cálculo de las fuerzas provocadas por el momento en el eje Y.

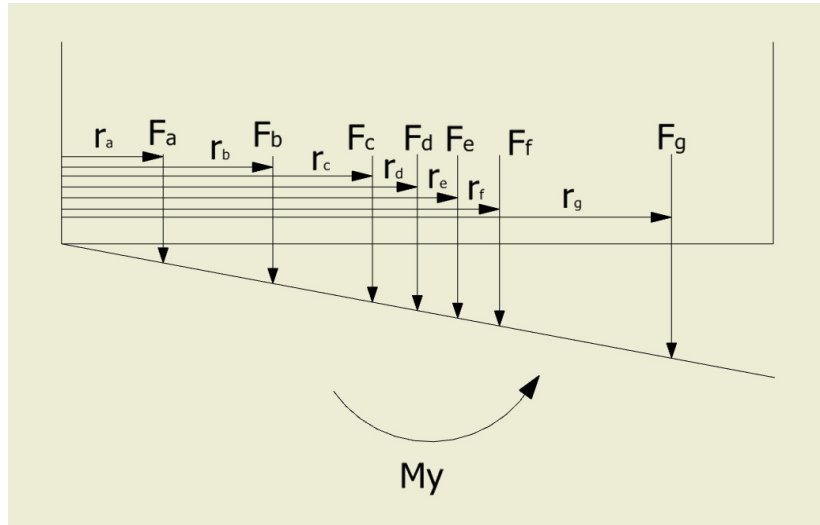


Figura 119. Fuerzas normales resultantes del momento en Y.

El proceso a seguir es el mismo que para el caso anterior, partiendo del sistema de ecuaciones:

$$\left\{ \begin{array}{l} F_a' \cdot r_a + F_b' \cdot r_b + F_c' \cdot r_c + F_d' \cdot r_d + F_e' \cdot r_e + F_f' \cdot r_f + 3 \cdot F_g' \cdot r_g = M_y \\ \frac{F_a'}{r_a} = \frac{F_b'}{r_b} = \frac{F_c'}{r_c} = \frac{F_d'}{r_d} = \frac{F_e'}{r_e} = \frac{F_f'}{r_f} = \frac{F_g'}{r_g} \end{array} \right.$$

Donde las incógnitas son las mismas que anteriormente adaptadas al eje horizontal, siendo F_i la fuerza normal provocada por el momento y r_i la distancia en horizontal desde el inicio de la unión hasta cada fuerza.

Para cada columna el número de remaches es de 1 excepto en la última que hay 3 y los valores de r_i son:

$$r_a = 25,75 \text{ mm}$$

$$r_b = 51,75 \text{ mm}$$

$$r_c = 75,75 \text{ mm}$$

$$r_d = 80,75 \text{ mm}$$

$$r_e = 93,75 \text{ mm}$$

$$r_f = 105,75 \text{ mm}$$

$$r_g = 135,75 \text{ mm}$$

De esta manera, el sistema anterior queda:

$$\left\{ \begin{array}{l} F'_a \cdot 25,75 + F'_b \cdot 51,75 + F'_c \cdot 75,75 + F'_d \cdot 80,75 + F'_e \cdot 93,75 + F'_f \cdot 105,75 + \\ \quad + F'_g \cdot 135,75 = 4,2741 \cdot 10^5 \\ \frac{F'_a}{25,75} = \frac{F'_b}{51,75} = \frac{F'_c}{75,75} = \frac{F'_d}{80,75} = \frac{F'_e}{93,75} = \frac{F'_f}{105,75} = \frac{F'_g}{135,75} \end{array} \right.$$

Igualando en la segunda ecuación se obtiene:

$$F'_b = F'_a \cdot 2,01$$

$$F'_c = F'_a \cdot 2,94$$

$$F'_d = F'_a \cdot 3,14$$

$$F'_e = F'_a \cdot 3,64$$

$$F'_f = F'_a \cdot 4,11$$

$$F'_g = F'_a \cdot 5,27$$

Sustituyendo en la primera ecuación y resolviendo:

$$F_a' = 121,14 \text{ N}$$

Y volviendo a la segunda ecuación se obtiene:

$$F_b' = 243,491 \text{ N}$$

$$F_c' = 356,152 \text{ N}$$

$$F_d' = 380,380 \text{ N}$$

$$F_e' = 440,950 \text{ N}$$

$$F_f' = 497,885 \text{ N}$$

$$F_g' = 638,408 \text{ N}$$

La última fuerza que queda aún por añadir es la ejercida en el eje Z de valor 189,08 N que se distribuye por igual en todos los remaches, por lo que:

$$F_{i,z} = \frac{203,172}{9} = 22,575 \text{ N}$$

Llegados a este punto, se puede ver por análisis de las máximas fuerzas que el remache más solicitado en la unión es el de la esquina superior derecha, designado anteriormente como 7. No solo es el remache más solicitado como composición de esfuerzos sino que además sus componentes normales y de cortadura son las máximas a las que se someten los remaches. Haciendo un resumen de las cargas:

$$F_{7,normal} = F_a + F_c' + F_{i,z} = 56,338 + 638,408 + 22,575 = 717,321 \text{ N}$$

$$F_{7,cortadura} = 2702,715 \text{ N}$$

Después de obtener las fuerzas máximas a las que se somete el remache de unión es necesario elegir un modelo en catálogo que cumpla con lo calculado.

Se ha seleccionado un remache de vástago estándar del fabricante Böllhoff (especialista en técnicas de fijación) de su gama Rivquick fabricado en acero inoxidable con cabeza alomada. La referencia comercial es: 221 331 64150 y sus características son:

Referencia	221 331 64150
Diámetro del remache	6,4 mm
Longitud del cuerpo	15,0 mm
Diámetro de cabeza	13,0 mm
Diámetro del orificio	6,5 - 6,7 mm
Espesor de remachado mínimo y máximo	6,5 - 10,0 mm
Resistencia a tracción	9000 N
Resistencia a cizalladura	7400 N

Tabla 13. Características del remache seleccionado.

Se ha optado por este remache con longitud de cuerpo 15 mm mayor al espesor a remachar teniendo en cuenta que parte del cuerpo se debe deformar para crear la cabeza interior.

Aunque los valores de resistencia a tracción y cortadura del remache sean superiores es necesario realizar un cálculo combinado que se llevará a cabo mediante una ecuación donde se obtiene el factor de seguridad, que deberá ser siempre mayor que 1.

$$F.S. = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{F_{cortadura}}{F_{cortadura_{admisible}}}\right)^2 + \left(\frac{F_{tracción}}{F_{tracción_{admisible}}}\right)^2}}$$

$$F.S. = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{2702,715}{7400}\right)^2 + \left(\frac{717,321}{9000}\right)^2}} = 2,68$$

Con el resultado anterior se confirma que el remache es válido para soportar la unión.

A partir de aquí se puede pasar a calcular el espesor de la pieza de unión. Según el dibujo:

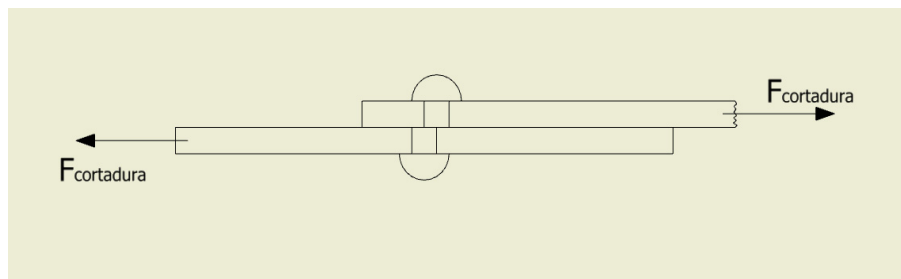


Figura 120. Esquema de las fuerzas de cortadura en la unión.

Conociendo el valor máximo a cizalladura del remache:

$$F_{7,cortadura} = 2702,715 \text{ N}$$

Donde la tensión a la que estará sometida la pieza será:

$$\sigma = \frac{F_{7,cortadura}}{A_{proyectada}}$$

$$A_{proyectada} = d \cdot e$$

Siendo el diámetro del área proyectada conocido (diámetro del remache)

$$d = 6,4 \text{ mm}$$

Aplicando un coeficiente de seguridad de la unión de 2:

$$C_s = \frac{\sigma_F}{\sigma} \rightarrow \sigma_{máx,adm.} = \frac{\sigma_F}{C_s} \rightarrow \frac{170}{2} = 85 \text{ N/mm}^2$$

Igualando la tensión máxima admisible con la tensión a la que estará sometida la pieza, se puede finalmente calcular el espesor mínimo:

$$\sigma_{máx,adm.} = \sigma = 85 \text{ MPa}$$

$$85 = \frac{F_{7,cortadura}}{A_{proyectada}} = \frac{2702,715}{6,4 \cdot e}$$

$$e = 4,97 \text{ mm} \cong 5 \text{ mm}$$

Otra de las uniones que más esfuerzos debe soportar corresponde a la pletina que sirve de unión entre la caja de cambios y el resto de la estructura. En el caso de aterrizaje únicamente soporta el peso del rotor principal y la mencionada caja, pero en el caso de vuelo estacionario pasan por esta pletina grandes fuerzas y momentos. Los valores de este sistema de fuerzas se añaden a continuación:

$$F_x = 1512,2 \text{ N}$$

$$F_y = 3363,7 \text{ N}$$

$$F_z = 203,37 \text{ N}$$

$$M_x = -51399,00 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

$$M_y = -6,2646 \cdot 10^5 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

$$M_z \cong 0 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

Donde estos valores corresponden a las reacciones del empotramiento colocado en el centro de gravedad del rotor principal, por lo que el momento sobre el eje X que realmente afecta a la pletina será menor al mencionado, prefiriendo que sea así para posicionarse en el lado de la seguridad.

Introducidos los valores sobre el modelo y añadidas las condiciones de apoyo, el material y producido el mallado, se resuelve el estudio y se observan los resultados.

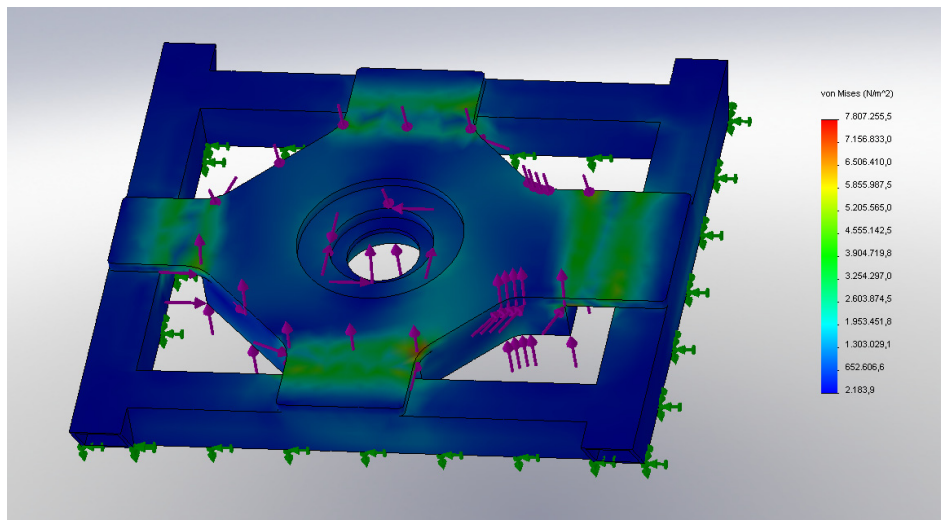


Figura 121. Resultado de tensiones sobre la pletina de unión.

Los valores máximos de tensión soportados por la pletina según criterio de Von Mises llegan a los 78,073 MPa localizados en un redondeo de arista y provocados por un pico de concentración de tensiones. Se puede ver mejor a continuación en la ampliación de la imagen anterior:

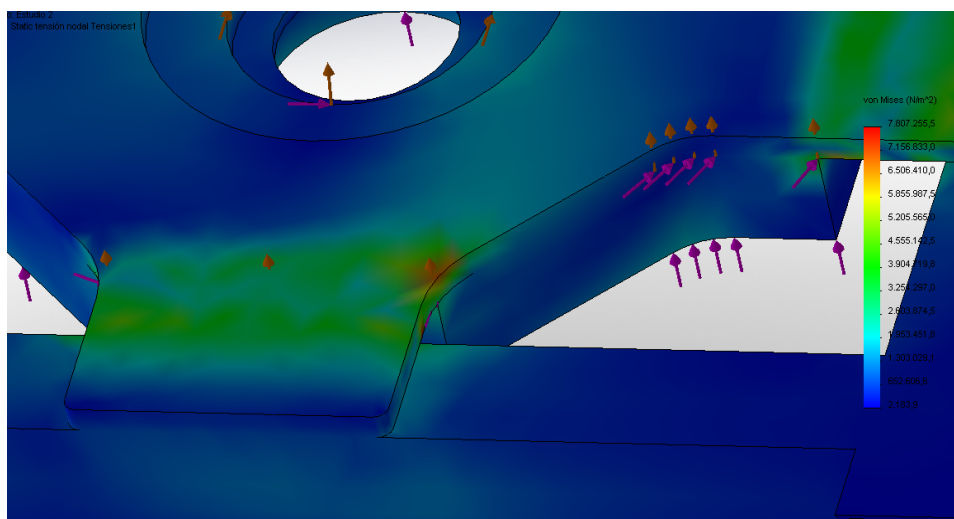


Figura 122. Detalle del punto más desfavorable.

Donde aplicando un coeficiente de seguridad de 2 a la unión:

$$\sigma_{m\acute{a}x,adm.} = \frac{\sigma_{material}}{C_s} = \frac{170}{2} = 85 \text{ MPa}$$

$$85 \text{ MPa} > 78,073 \text{ MPa}$$

El coeficiente de seguridad que realmente trabaja es:

$$C_s = \frac{170}{78,073} = 2,18$$

En cuanto a los desplazamientos que aparecen destaca un máximo de 0,0184 mm, valor más que asequible para tomar por buenas las dimensiones de la pletina.

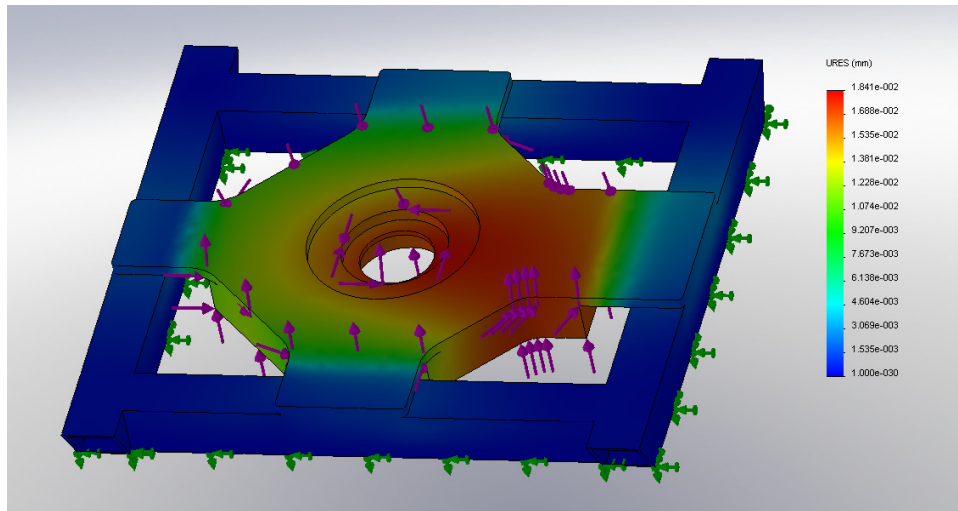


Figura 123. Desplazamientos producidos en la pletina de unión.

9. Conclusiones

Tras el apartado de cálculo y dimensionamiento, se puede comprobar que se ha desarrollado un modelo válido en cuanto al soporte de los esfuerzos generados por las cargas. Otro factor importante que no debe olvidarse es la rigidez. Es posible crear una estructura que soporte igualmente los esfuerzos pero no tenga la consistencia necesaria como para ejecutar su cometido y sufra unas deformaciones excesivas de manera que provoque peligro su funcionamiento. Por este motivo, aunque algunas zonas parezcan sobredimensionadas no lo están si se mira la estructura deformada que provoca el sistema de fuerzas.

Sin tener en cuenta los cálculos, el diseño de los componentes llevado a cabo se ajusta a las necesidades de partida impuestas antes de comenzar el estudio.

Un factor importante a tener en cuenta y que afecta bastante a la estructura en el funcionamiento normal del helicóptero (pero que por motivos de tiempo no se ha calculado) es el aspecto de las vibraciones. El motor produce una serie de vibraciones que se pueden teorizar y calcular según simplificaciones para posteriormente advertir cuál será el comportamiento de las piezas que entren en contacto. Así mismo, también se puede realizar un estudio del amortiguamiento y transmisibilidad que producen los soportes para reducir los efectos de la vibración.

A pesar de no llevar a cabo el estudio nombrado anteriormente, el proyecto se da por finalizado y cumplidos los objetivos.

10. Documentos Anexos

A continuación se exponen los documentos anexos a la memoria del proyecto. Cada documento explica:

- Anexo I: cálculo del área y los momentos de inercia con respecto a los ejes Y y Z locales de cada perfil.
- Anexo II: tablas del material y las dimensiones normalizadas utilizadas para los perfiles y uniones de la estructura.
- Anexo III: tabla de remaches utilizados con sus dimensiones y cargas máximas admisibles.
- Anexo IV: especificaciones del motor de combustión montado en el helicóptero.

10.1. Anexo I

Es objeto de este primer anexo el cálculo del área y los momentos de inercia con respecto a los ejes Y y Z locales de cada perfil.

- **Perfil cuadrado hueco de 30x30 mm y 2 mm de espesor:**

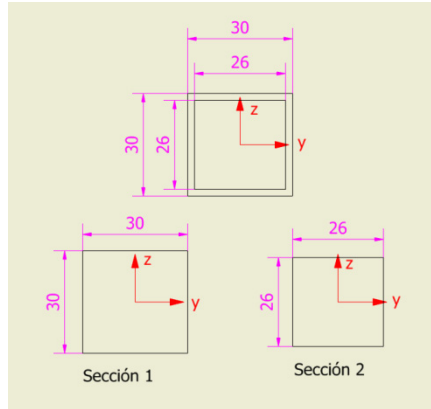


Figura 1. Sección del perfil hueco 30x30x2 mm.

$$A = A_1 - A_2 = 30^2 - 26^2 = 224 \text{ mm}^2$$

$$I_{y1} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 30 \cdot 30^3 = 67.500.000 \text{ mm}^4 = 6,750 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$I_{y2} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 26 \cdot 26^3 = 38.081.333 \text{ mm}^4 = 3,808 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$I_y = I_{y1} - I_{y2} = 29.418.667 \text{ mm}^4 = 2,942 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$I_z = I_y = 29.418.667 \text{ mm}^4 = 2,942 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

- **Perfil cuadrado hueco de 40x40 mm y 4 mm de espesor:**

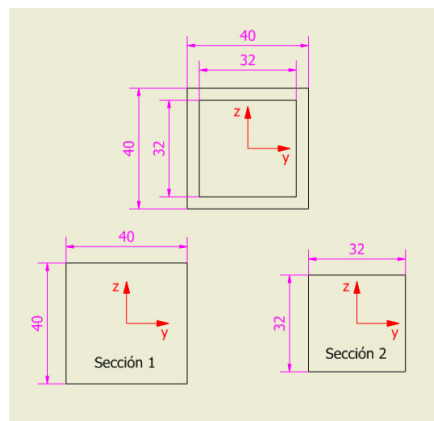


Figura 2. Sección del perfil hueco 40x40x4 mm.

$$A = A_1 - A_2 = 40^2 - 32^2 = 576 \text{ mm}^2$$

$$I_{y1} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 40 \cdot 40^3 = 213.333,333 \text{ mm}^4 = 2,133 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$I_{y2} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 32 \cdot 32^3 = 87.381,333 \text{ mm}^4 = 8,738 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$I_y = I_{y1} - I_{y2} = 125.952 \text{ mm}^4 = 1,259 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

Al tratarse de un perfil cuadrado hueco, los valores del momento de inercia con respecto a Z son iguales con respecto a los del eje Y.

$$I_z = I_y = 125.952 \text{ mm}^4 = 1,259 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

- **Perfil cuadrado hueco de 50x50 mm y 4 mm de espesor:**

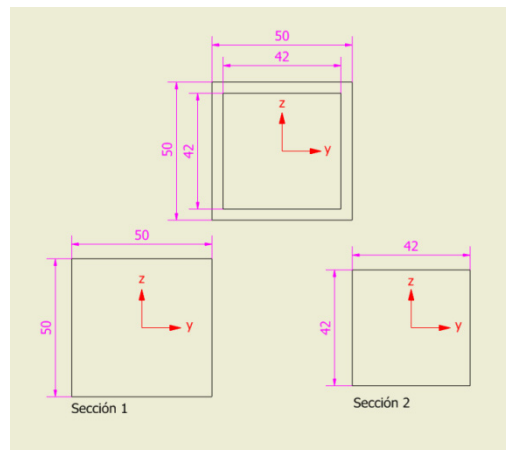


Figura 3. Sección del perfil hueco 50x50x4 mm.

$$A = A_1 - A_2 = 50^2 - 42^2 = 736 \text{ mm}^2$$

$$I_{y1} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 50 \cdot 50^3 = 520.833,333 \text{ mm}^4 = 5,208 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$I_{y2} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 42 \cdot 42^3 = 259.308,000 \text{ mm}^4 = 2,593 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$I_y = I_{y1} - I_{y2} = 261.525,333 \text{ mm}^4 = 2,615 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

Siendo de nuevo un perfil cuadrado, el momento de inercia en Z tiene el mismo valor que el momento de inercia con respecto al eje Y.

$$I_z = I_y = 261.525,333 \text{ mm}^4 = 2,615 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

- **Perfil cuadrado hueco de 80x80 mm y 4 mm de espesor:**

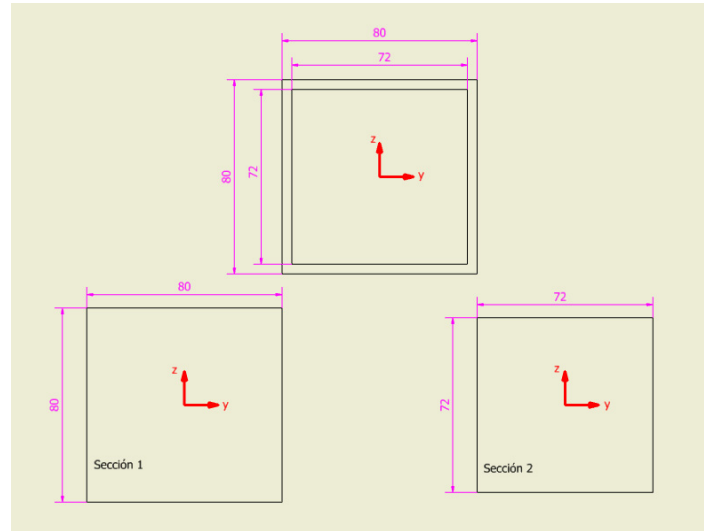


Figura 4. Sección del perfil hueco 80x80x4 mm.

$$A = A_1 - A_2 = 80^2 - 72^2 = 1216 \text{ mm}^2$$

$$I_{y1} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 80 \cdot 80^3 = 3.413.333,333 \text{ mm}^4 = 3,413 \cdot 10^{-6} \text{ m}^4$$

$$I_{y2} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 72 \cdot 72^3 = 2.239.488,000 \text{ mm}^4 = 2,239 \cdot 10^{-6} \text{ m}^4$$

$$I_y = I_{y1} - I_{y2} = 1.173.845,333 \text{ mm}^4 = 1,174 \cdot 10^{-6} \text{ m}^4$$

$$I_z = I_y = 1.173.845,333 \text{ mm}^4 = 1,174 \cdot 10^{-6} \text{ m}^4$$

- **Perfil rectangular hueco de 50x20 mm y 2 mm de espesor:**

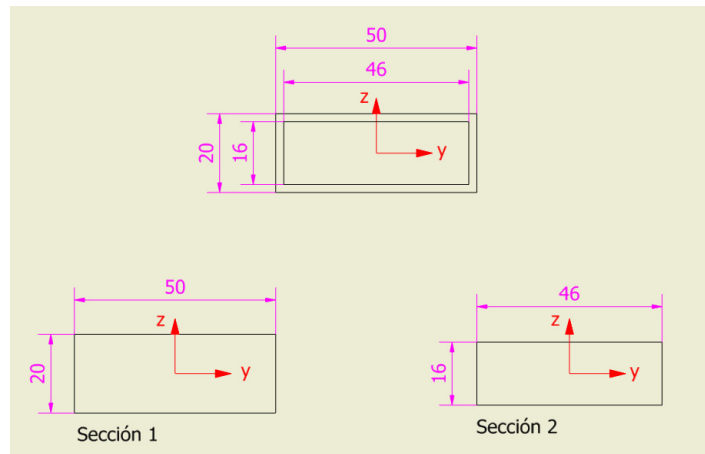


Figura 5. Sección del perfil hueco 50x20x2 mm.

$$A = A_1 - A_2 = 50 \cdot 20 - 46 \cdot 16 = 264 \text{ mm}^2$$

$$I_{y1} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 50 \cdot 20^3 = 33.333,333 \text{ mm}^4 = 3,333 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$I_{y2} = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 46 \cdot 16^3 = 15.701,333 \text{ mm}^4 = 1,570 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$I_y = I_{y1} - I_{y2} = 17.632,000 \text{ mm}^4 = 1,763 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$I_{z1} = \frac{1}{12} \cdot h \cdot b^3 = \frac{1}{12} \cdot 20 \cdot 50^3 = 208.333,333 \text{ mm}^4 = 2,083 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$I_{z2} = \frac{1}{12} \cdot h \cdot b^3 = \frac{1}{12} \cdot 16 \cdot 46^3 = 129.781,333 \text{ mm}^4 = 1,298 \cdot 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$I_z = I_{z1} - I_{z2} = 78.552,000 \text{ mm}^4 = 7,855 \cdot 10^{-8} \text{ m}^4$$

- **Perfil rectangular macizo de 20x5 mm:**

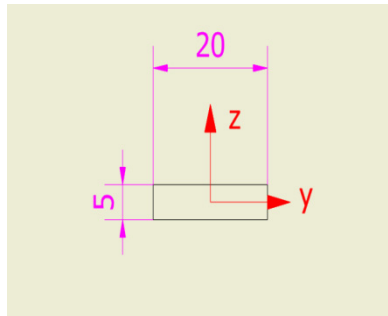


Figura 6. Sección del perfil macizo 20x5 mm.

$$A = 20 \cdot 5 = 100 \text{ mm}^2$$

$$I_y = \frac{1}{12} \cdot b \cdot h^3 = \frac{1}{12} \cdot 20 \cdot 5^3 = 208,333 \text{ mm}^4 = 2,083 \cdot 10^{-10} \text{ m}^4$$

$$I_z = \frac{1}{12} \cdot h \cdot b^3 = \frac{1}{12} \cdot 5 \cdot 20^3 = 3.333,333 \text{ mm}^4 = 3,333 \cdot 10^{-9} \text{ m}^4$$

ALUMINIO Aleación 6063 (Al Mg Si 0,5)

Esta aleación debido a su gran facilidad de extrusión, obtención de características mecánicas adecuadas, correcto aspecto de superficie y buen coloreado al anodizarse tiene múltiples aplicaciones.

COMPOSICIÓN QUÍMICA

Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Otros	Al
0,30-0,60%	0,10-3,30%	0,10%	0,30%	0,40-0,60%	0,05%	0,15%	0,20%	0,15%	Resto

CARACTERÍSTICAS TÉCNICAS

Estado		T-5	APLICACIONES Perfiles de carpintería metálica, puertas, ventanas, carcasas para motores eléctricos, sistemas de ensamblado, elementos especiales para maquinaria, tubos de riego, instalaciones neumáticas y en general donde se busque una aplicación decorativa.
Peso específico	gr/cm ³	2,70	
Carga de rotura Rm	N/mm ²	220	
Límite elástico Rp 0,2	N/mm ²	170	
Alargamiento A5	%	14	
Resistencia a la cizalladura	N/mm ²	140	
Módulo de elasticidad	N/mm ²	69.000	
Dureza Brinell	HB	65	

FORMATOS DE SUMINISTRO



PLETINA CALIBRADA-Longitud 6 metros.

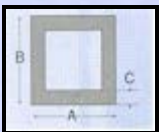
A x B (mm)	A x B (mm)	A x B (mm)	A x B (mm)
10 x 2,5	30 x 8	50 x 20	80 x 40
15 x 3	30 x 10	50 x 25	80 x 50
20 x 2	30 x 15	50 x 30	100 x 5
20 x 3	30 x 20	60 x 4	100 x 8
20 x 4	35 x 5	60 x 5	100 x 10
20 x 5	35 x 25	60 x 10	100 x 12
20 x 10	40 x 4	60 x 12	100 x 15
25 x 2	40 x 5	60 x 15	100 x 20

25 x 3	40 x 6	60 x 20	100 x 27
25 x 4	40 x 8	60 x 30	120 x 10
25 x 5	40 x 10	60 x 40	120 x 20
25 x 8	40 x 12	70 x 5	130 x 15
25 x 10	40 x 15	70 x 10	150 x 10
25 x 12	40 x 20	70 x 20	150 x 15
25 x 15	50 x 3	80 x 5	150 x 30
25 x 20	50 x 5	80 x 10	200 x 10
30 x 3	50 x 8	80 x 12	200 x 12
30 x 4	50 x 10	80 x 15	200 x 15
30 x 5	50 x 12	80 x 20	200 x 20
30 x 6	50 x 15	80 x 30	.



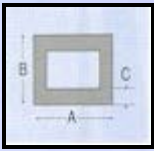
TUBO EXTRUIDO REDONDO-Longitud 6 metros

A x B (mm)	A x B (mm)	A x B (mm)	A x B (mm)	A x B (mm)
12 x 10	30 x 25	45 x 41	65 x 60	100 x 94
13 x 10,5	30 x 26	50 x 40	70 x 60	110 x 90
16 x 13	30 x 27	50 x 45	70 x 65	110 x 100
18 x 15	32 x 29	50 x 46	75 x 70	120 x 104
20 x 17	33 x 28	50 x 47	80 x 70	120 x 106
22 x 19	35 x 30	55 x 50	80 x 75	120 x 100
25 x 20	35 x 31	55 x 52	90 x 80	130 x 116
25 x 21	40 x 30	60 x 50	90 x 85	150 x 130
26 x 22	40 x 36	60 x 55	100 x 80	150 x 134
30 x 24	45 x 40	60 x 57	100 x 90	200 x 184



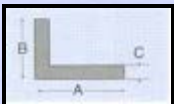
TUBO EXTRUIDO CUADRADO-Longitud 6 metros

A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)
16 x 16 x 1,5	30 x 30 x 2	50 x 50 x 2	80 x 80 x 2	150 x 150 x 10
20 x 20 x 1,5	35 x 35 x 1,5	50 x 50 x 4	80 x 80 x 4	250 x 250 x 10
20 x 20 x 2	40 x 40 x 1,5	60 x 60 x 1,5	80 x 80 x 5	
25 x 25 x 1,5	40 x 40 x 2	60 x 60 x 2	100 x 100 x 2,5	
25 x 25 x 2	40 x 40 x 4	60 x 60 x 4	100 x 100 x 10	
30 x 30 x 1,5	45 x 45 x 2	70 x 70 x 2	135 x 135 x 4,5	



TUBO EXTRUIDO RECTANGULAR-Longitud 6 metros

A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)
20 x 10 x 1,5	40 x 25 x 2	60 x 30 x 2	80 x 40 x 1,5	150 x 30 x 2
25 x 15 x 1,5	40 x 30 x 2	60 x 40 x 1,5	80 x 40 x 2	160 x 80 x 10
30 x 15 x 1,5	45 x 15 x 1,5	60 x 40 x 2	100 x 25 x 1,7	170 x 50 x 2,7
30 x 20 x 1,5	50 x 25 x 2	70 x 20 x 2	100 x 40 x 2	
40 x 10 x 2	60 x 10 x 2	75 x 25 x 2	100 x 45 x 2	
40 x 20 x 1,5	60 x 20 x 1,5	80 x 20 x 1,7	100 x 50 x 2,5	
40 x 20 x 2	60 x 20 x 2	80 x 30 x 2	120 x 40 x 2	



ANGULO EXTRUIDO-Longitud 6 metros

A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)	A x B x C (mm)
15 x 15 x 1,5	35 x 35 x 3	70 x 70 x 5	35 x 15 x 1,5	70 x 35 x 2
20 x 20 x 1,5	40 x 40 x 2	70 x 70 x 6	40 x 20 x 1,5	80 x 40 x 2
20 x 20 x 2	40 x 40 x 3	75 x 75 x 6	40 x 20 x 2	85 x 25 x 1,7
20 x 20 x 3	40 x 40 x 4	90 x 90 x 10	40 x 25 x 2	100 x 50 x 6
25 x 25 x 1,5	40 x 40 x 5	100 x 100 x 10	40 x 30 x 2	103 x 36 x 2
25 x 25 x 2	50 x 50 x 2	20 x 10 x 1,5	45 x 25 x 2	110 x 30 x 2
25 x 25 x 3	50 x 50 x 5	25 x 10 x 2	50 x 25 x 1,8	150 x 90 x 9,5
30 x 30 x 1,5	60 x 60 x 2	30 x 15 x 1,5	50 x 30 x 2	
30 x 30 x 2	60 x 60 x 3	30 x 20 x 2	52 x 17 x 2	
30 x 30 x 3	60 x 60 x 5	35 x 15 x 1,5	60 x 15 x 2	
35 x 35 x 1,5	60 x 60 x 8	30 x 20 x 2	60 x 32 x 2	

CENTRIFUGADO Y COLADA CONTINUA

ALUMINIO STANDARD (L-2630)

Corresponde a la Aleación Americana más popular para el moldeo a presión por su precio económico y magníficas propiedades de fluidez, se aplica generalmente para piezas complicadas y que requieren dureza.









Propiedades mecánicas y de estanqueidad buenas. Excelente mecanizado.

<p>Dureza Brinell: 80 HB</p> <p>DURALUMINIO (L-2120)</p> <p>Aleación adecuada para émbolos y piezas hidráulicas, sometidas a presiones elevadas. También aquellas que requieran altas durezas.</p> <p>Excelente mecanizado.</p> <p>Dureza Brinell: de 85 a 90 HB</p> <p>ALEACIÓN PARA TRATAMIENTO TÉRMICO (L-2560)</p> <p>Aleación de óptimas propiedades de resistencia, de uso generalizado en la industria del motor, muy apta para piezas complicadas.</p> <p>Resistente a la corrosión, principalmente para piezas que requieren tratamiento térmico.</p> <p>Dureza Brinell: 60 HB (sin tratamiento)</p> <p>Superior a 100 HB (con tratamiento)</p>
<p>ALUMINIO AG.3 "ANTICORROSIVO" (L-2341)</p> <p>Aleación ampliamente utilizada en la industria de alimentación y en todos aquellos casos que se necesita una gran resistencia química a los agentes atmosféricos, incluso en ambientes marinos.</p> <p>Anodizable en colores claros, con lo que se consiguen sus máximas cualidades de inalterabilidad.</p> <p>Buena resistencia mecánica aunque la colabilidad y compacidad son regulares.</p> <p>Dureza Brinell: de 60 a 65 HB</p>

COMPOSICIÓN									
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Ni	Zn	Pb	Al
L-2630	7,5/10%	1,3%	2,5/4%	0,2%	0,3%	0,4%	1,5%	0,3%	BASE
L-2120	1,0/1,5%	1,0%	7,0/9%	0,5%	0,3%	--	0,5%	--	BASE
L-2560	8,5/10%	0,6%	0,1%	0,5%	0,3%	--	0,1%	--	BASE
L-2341	0,5%	0,5%	0,1%	0,2%	3,0/4%	--	0,2%	--	BASE
FORMAS DE SUMINISTRO					Barras redondas y huecas (Dollas)				
					Cuadrados rectangulares y Discos				

RIVQUICK® Standard rivets - Rivets standards - Standardblindniete - Rivetti standard - Remaches estándar

English	Français	Deutsch	Italiano	Español
Pan head	Tête plate	Flachrundkopf	Testa tonda	Cabeza alomada
 Stainless steel A2	Inox A2	Edelstahl A2	Inox A2	Inox A2
Stainless steel A2	Inox A2	Edelstahl A2	Inox A2	Inox A2

 d1 (mm)	 l (mm)	 d2 (mm)	 Ø (mm)	 min - max (mm)	 N	 N	 Cod.
3,0	6,0	6,5	3,1 - 3,2	1,0 - 3,0	2 600	2 100	221 331 30060
	8,0			3,0 - 5,0			221 331 30080
	10,0			5,0 - 7,0			221 331 30100
	12,0			7,0 - 8,5			221 331 30120
3,2	6,0	6,5	3,3 - 3,4	0,5 - 3,0	2 800	2 400	221 331 32060
	8,0			3,0 - 5,0			221 331 32080
	10,0			4,0 - 6,0			221 331 32100
	12,0			6,0 - 8,0			221 331 32120
4,0	6,0	8,0	4,1 - 4,2	1,0 - 3,5	4 500	3 800	221 331 40060
	8,0			2,0 - 4,5			221 331 40080
	10,0			4,0 - 6,5			221 331 40100
	12,0			6,5 - 8,0			221 331 40120
	14,0			7,0 - 9,5			221 331 40140
	16,0			9,0 - 12,0			221 331 40160
4,8	20,0	9,5	4,9 - 5,0	12,0 - 15,5	5 600	4 700	221 331 40200
	8,0			2,5 - 4,0			221 331 48080
	10,0			4,0 - 6,0			221 331 48100
	12,0			6,0 - 8,0			221 331 48120
	14,0			7,5 - 10,0			221 331 48140
	16,0			9,5 - 12,0			221 331 48160
	18,0			11,5 - 14,0			221 331 48180
	20,0			13,5 - 16,0			221 331 48200
6,4	24,0	13,0	6,5 - 6,7	15,0 - 19,5	9 000	7 400	221 331 48240
	30,0			19,0 - 25,0			221 331 48300
	12,0			3,5 - 7,0			221 331 64120
	15,0			6,5 - 10,0			221 331 64150
	18,0			9,5 - 13,0			221 331 64180
	22,0			12,5 - 17,0			221 331 64220
	26,0			16,5 - 21,0			221 331 64260
	30,0			20,5 - 25,0			221 331 64300