

2 DISEÑO CONCEPTUAL

La configuración de este tipo de aeronaves es bastante variada, es decir, no existe un patrón estereotipado de diseño debido a la multitud de tipos de misiones a las que se pueden dedicar los UAVs. Esta gran variedad de configuraciones se puede apreciar en los ejemplos expuestos anteriormente. De esta forma, la misión de este UAV de vigilancia y observación mediante una cámara a bordo con unas condiciones de despegue y aterrizaje específicas determinará el diseño final de la aeronave.

2.1 Bocetos sobre las primeras ideas

Una vez finalizada la primera fase del diseño consistente en recopilar información sobre aeronaves de características similares, se pasa a proponer una serie de ideas sobre la posible configuración del UAV de forma que satisfaga los requisitos impuestos para un adecuado desarrollo de la misión. Se realizan una serie de bocetos a lápiz para ofrecer una visión de las propuestas y posteriormente se discuten las ventajas e inconvenientes de cada uno de ellos para tomar una decisión sobre la configuración del mismo. Esta configuración elegida determinará las directrices básicas de la aeronave final, aunque será susceptible de modificaciones en el proceso de diseño para hacerlo compatible con las necesidades aerodinámicas, estructurales y de estabilidad.

A continuación se muestran los bocetos de las dos posibles configuraciones a las que se llegaron finalmente. La configuración general es la misma para las dos opciones: un fuselaje con una protección inferior, ala alta conectada al fuselaje en su parte superior y un tubo de cola que conecte la cola al fuselaje. La principal diferencia entre ambas configuraciones es la posición del motor: en el primer boceto (Figura 13) el motor está en modo “pusher” mientras que en el segundo (Figura 14) aparece en modo “puller”.

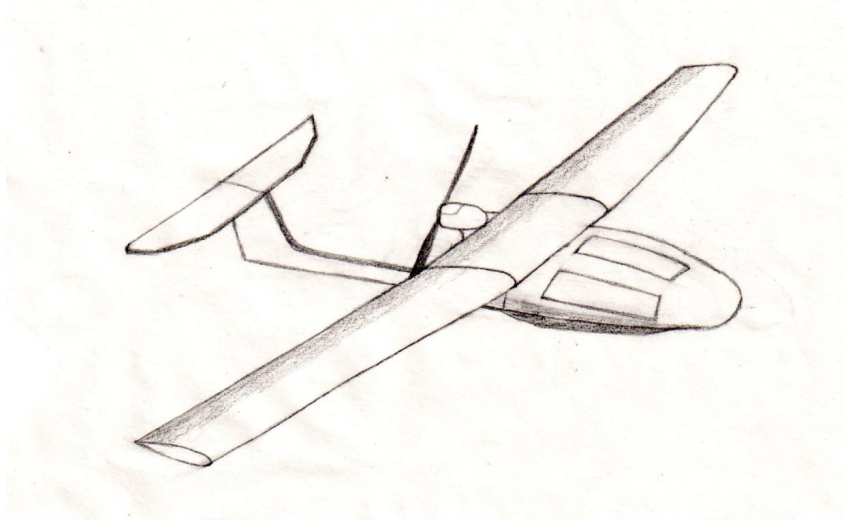


Figura 13: Boceto de la configuración pusher

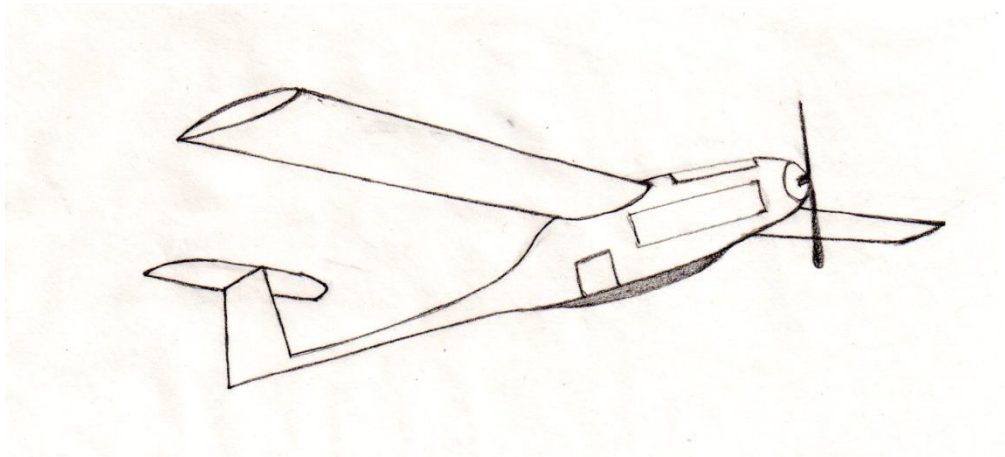


Figura 14: Boceto de la configuración puller

Algunos de los requisitos impuestos van a ser determinantes en el diseño final de la aeronave, como son el despegue mediante un lanzamiento manual y el aterrizaje sobre la panza. Ellos determinarán la forma de la base inferior del fuselaje para que pueda ser asido con facilidad y que sea resistente a los impactos que se produzcan en el contacto con el suelo. Otros aspectos que se analizarán serán la posición del motor dentro del fuselaje, posición en altura del ala respecto del fuselaje, tipo de cola, etc. Todas estas decisiones de diseño y algunas más están explicadas en los siguientes apartados de este capítulo.

Finalmente, el modelo completo realizado en CATIA del UAV resulta como aparece en Figura 15 y Figura 16.

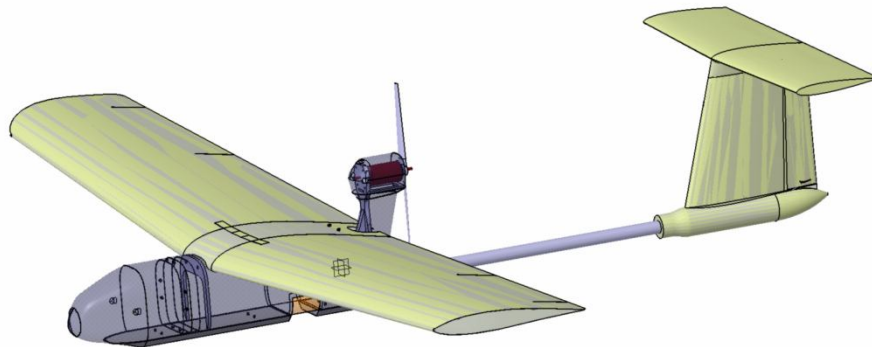


Figura 15: Vista 1 del diseño en CATIA del UAV

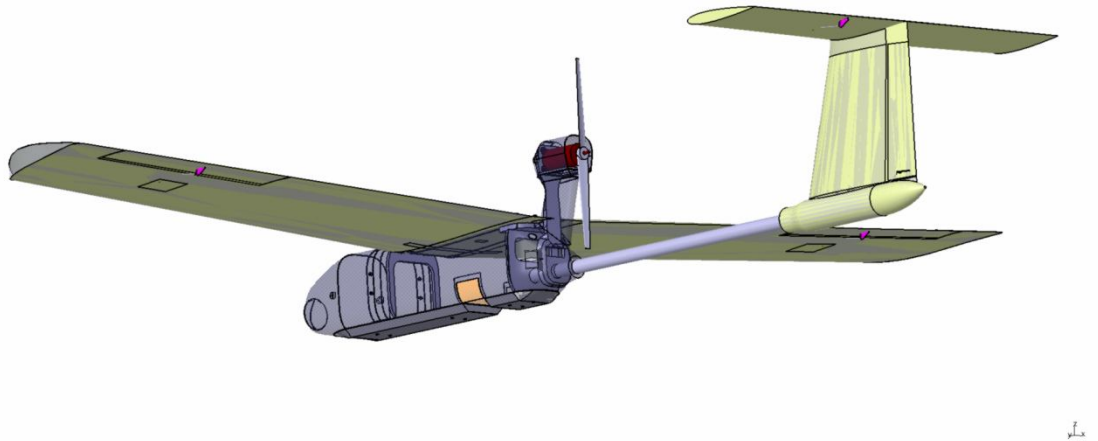


Figura 16: Vista 2 del diseño en CATIA del UAV

2.2 Diseño de los componentes del UAV

2.2.1 Fuselaje

El fuselaje consistirá en una estructura monocasco de fibra de vidrio, reforzada con cuadernas en aquellas zonas en las que por factores estructurales sea necesario. Como ya se ha comentado anteriormente, el aterrizaje sobre la panza supone el requisito más crítico a la hora de diseñar el fuselaje. Es deseable que al impactar con el suelo no se dañe la estructura interna del mismo ni los equipos que contiene en su interior. Para ello se propone que en la panza del fuselaje se coloque un refuerzo que absorba el golpe y que además sea desmontable de forma que al cabo de una serie de aterrizajes tras los que la “armadura” pudiese resultar dañada, se pueda cambiar por otra nueva.

El lanzamiento a mano para el despegue supone el otro factor determinante en el diseño de esta armadura en la panza del fuselaje. Es deseable que la panza sea fácil de agarrar con la mano con unas dimensiones y material adecuado. La posición de la mano en el lanzamiento estará determinada por el centro de gravedad del UAV, de ahí que después del estudio de estabilidad se determine la posición de la mano para el lanzamiento, puesto que se necesita que la mano esté lo más próxima posible al centro de gravedad del avión.

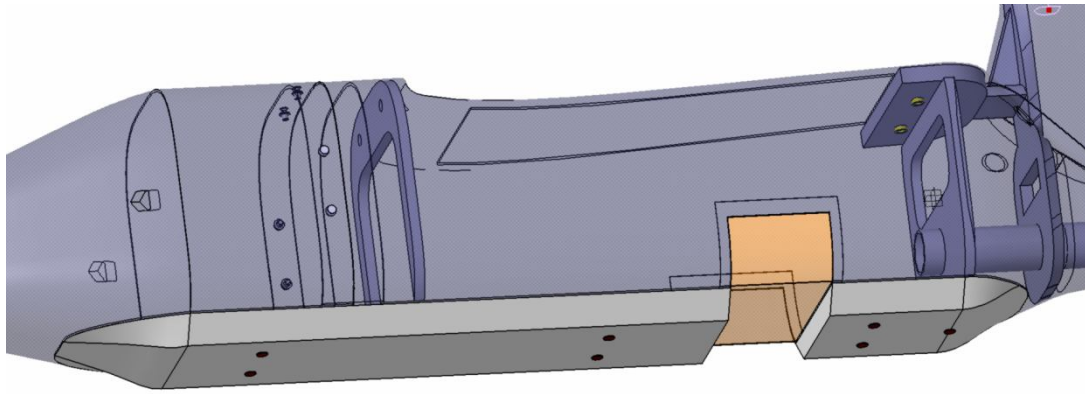


Figura 17: Detalle del fuselaje y de su protección inferior

En cuanto a las dimensiones y forma del fuselaje, se han de considerar los equipos que van a ir en el interior del UAV y el tipo de misión que se desea realizar. Puesto que la carga de pago va a ser incluida en el interior de la bodega del fuselaje, las dimensiones del mismo vendrán determinadas por la necesidad de introducir una cierta carga de pago con unas dimensiones y un peso determinados y unas baterías que alimenten al motor, aparte de la aviónica necesaria para el desarrollo de la misión. Se va a optar por formas sencillas de manera que cumplan con dos aspectos importantes, que sean aerodinámicamente limpias y que su fabricación no sea excesivamente complicada. En cuanto a la forma frontal del fuselaje, se tiene que cuanto más superficie mojada se tenga, mayor será la resistencia, es decir, se pretende que la superficie expuesta a la corriente incidente sea lo menor posible.

Para poder acceder al interior de la bodega y manejar los equipos electrónicos, es necesario practicar registros. Puesto que el ala se ensamblará al fuselaje en su parte superior mediante uniones desmontables, se utilizará el hueco habilitado para la colocación del ala para poder acceder al interior de la bodega del fuselaje. Además, la parte delantera del fuselaje será desmontable, para poder acceder a esta zona con facilidad.

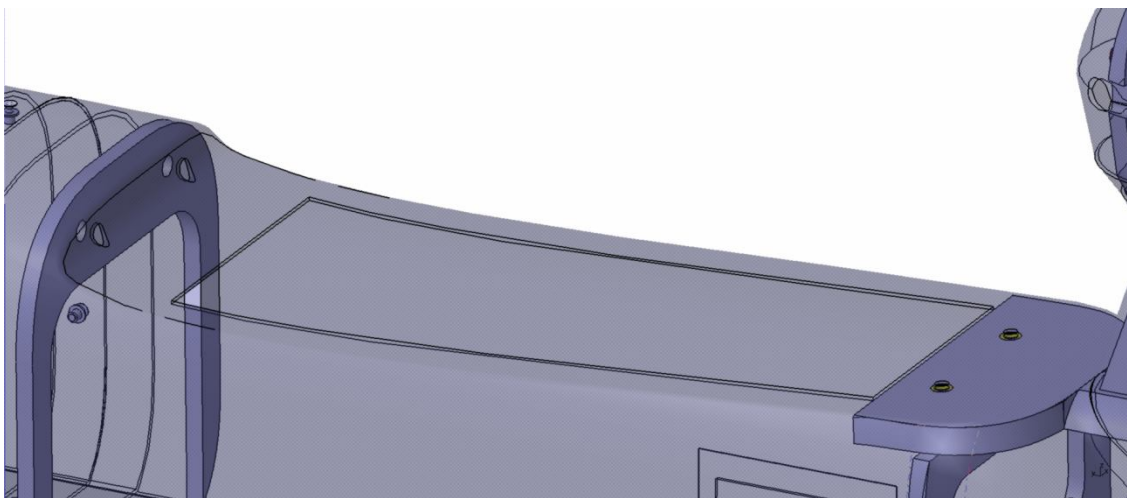


Figura 18: Asiento del ala que sirve como registro

Un aspecto importante en el diseño de esta aeronave es la necesidad de refrigeración del interior de la bodega: tanto de la aviónica como de las baterías ya que están colocadas en un espacio reducido y sometido a elevadas temperaturas. Para ello se habilitan dos tomas de refrigeración en la parte delantera del fuselaje (1), y en la parte trasera otras dos salidas de aire (2) que permiten el movimiento del aire en la bodega. Es difícil compatibilizar la refrigeración de la bodega con la estanqueidad de la misma, por lo que será necesario proteger los equipos electrónicos para que no se dañen en caso de que entre agua por lluvia o por aterrizaje en terreno con charcos. También en la “góndola” donde se alberga el motor se habilitan tomas de refrigeración para el correcto funcionamiento del mismo.

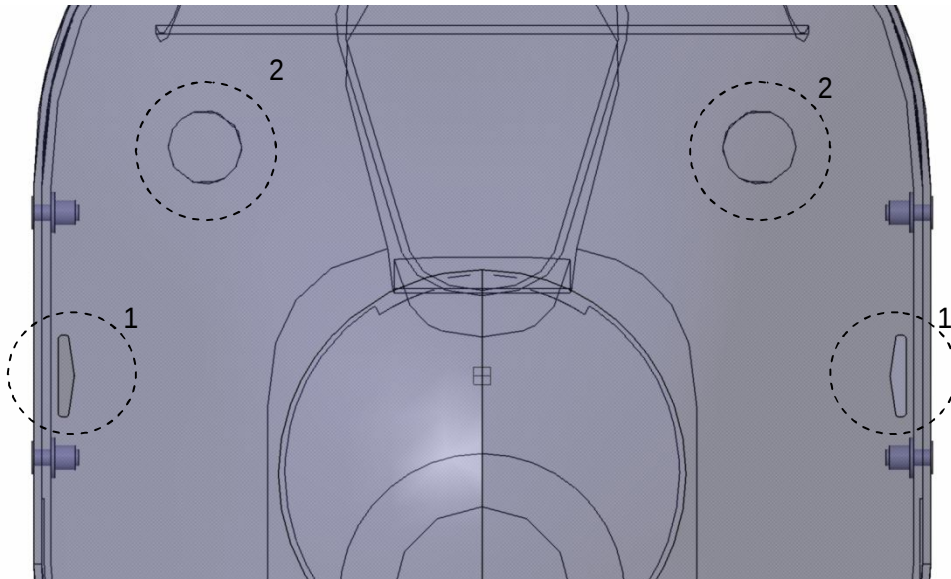


Figura 19: Tomas de refrigeración del fuselaje

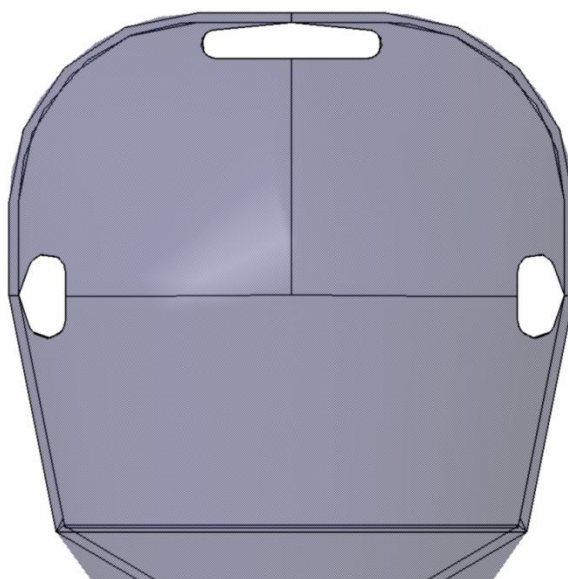


Figura 20: Tomas de refrigeración de la “góndola” del motor

2.2.2 Ala

El ala se fabricará en espuma de poliestireno expandido recubierta con fibra de carbono y reforzada con rigidizadores a lo largo de la envergadura. Esta es una técnica habitual en pequeños UAVs y aviones de radiocontrol y supone una estructura ligera y resistente. En cuanto a la forma de la misma y los parámetros geométricos que la definen serán estudiados en el apartado de aerodinámica con unos objetivos claramente definidos: generación de la sustentación necesaria para elevar a la aeronave con la mínima resistencia al avance posible proveyendo de estabilidad longitudinal y lateral – direccional a la aeronave.

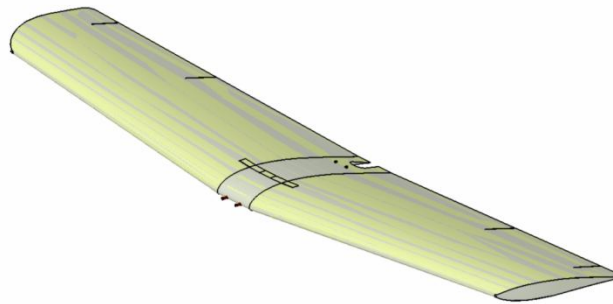


Figura 21: Diseño en CATIA del ala del UAV

En cuanto a la localización de la misma, es importante tener en cuenta el hecho de que será lanzado a mano en el despegue. De esta forma, el UAV tendrá que ser de ala alta para que no choque con la mano en el lanzamiento, y que contacte lo menos posible con el suelo en el aterrizaje. Además, la configuración de ala alta proporciona mejores condiciones de estabilidad lateral – direccional. En cuanto a la localización longitudinal, se realizará un estudio en estabilidad para determinar la posición óptima.

Como en toda aeronave, se necesitan dispositivos hipersustentadores o flaps para aumentar la sustentación en vuelo a baja velocidad, y superficies de control o alerones que permita maniobrar a la misma. Debido a que se busca la máxima simplicidad, se ha optado por usar superficies articuladas que hagan las funciones de flap y de alerones simultáneamente: flaperones. Además, como se pretende que la aeronave sea lo más ligera posible, el uso de flaperones supone una reducción en peso debido a que sólo se necesita un servo por cada superficie de control, es decir, dos servos; mientras que si se optara por flaps y alerones por separado se tendría que recurrir a cuatro servos. Estos servos se incrustan en la espuma y van conectados al flaperón a través de unas varillas de mando.

2.2.3 Cola

En la fase del diseño conceptual de la aeronave se discutieron varias posibilidades en función de los requisitos de la misión que ésta debe cumplir. De la experiencia en este tipo de UAVs se desprende que no hay una configuración predominante sobre las demás, de ahí que existan pequeños UAVs con cola convencional, otros con cola en V o incluso cola en V invertida unida por dos tubos al fuselaje, también se tienen colas en T y otros tipos de configuraciones no

habituales como son alas volantes o alas unidas a la cola por las puntas. Debido a la simplicidad que se busca para el diseño del UAV y que sea fácilmente manejable por el usuario, se decidió usar una configuración habitual en las aeronaves: cola en T.

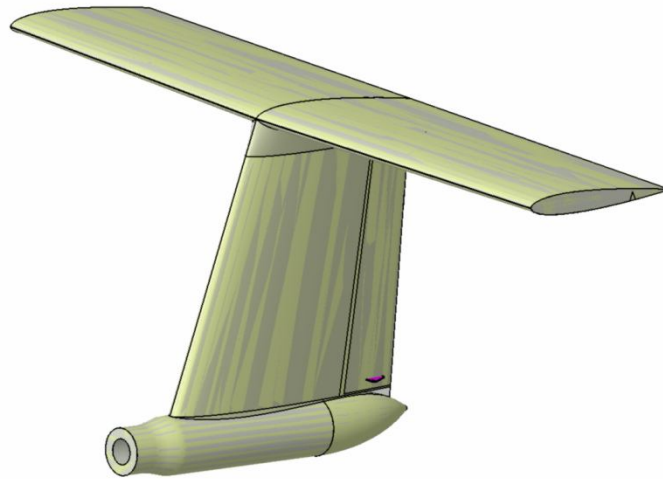


Figura 22: Diseño en CATIA de la cola en T del UAV

Los factores que son más determinantes en el diseño de este UAV son el despegue a mano y el aterrizaje sobre la panza, de ahí que la configuración de cola que más se adecue a los requisitos impuestos es la cola en T. Este tipo de cola tiene el estabilizador horizontal elevado respecto al plano sobre el que el UAV aterrizará por lo que el control longitudinal (timón de profundidad) se mantendrá lo más alejado posible de obstáculos en las dos fases críticas del vuelo: en despegue se tendrá el estabilizador horizontal alejado de la mano que ejecuta el lanzamiento y en aterrizaje se encuentra distanciado del suelo en el que se producirá el impacto. Estas consideraciones son las que fueron decisivas a la hora de desestimar la cola convencional, cuyas superficies de control estarían más expuestas a impactos. En cuanto al rechazo de la cola en V se produce por cuestiones de complejidad en el trimado. Además, se tiene que la cola en T presenta bastantes mejoras aerodinámicas y de estabilidad lateral que reafirman la elección tomada.

2.2.4 Tubo de cola

En cuanto al soporte de la cola al fuselaje, se utilizará un tubo de fibra de carbono que irá unido a la parte trasera del fuselaje. Se opta por esta opción puesto que se desea que el peso sea el menor posible y a la vez sea lo suficientemente resistente frente a los posibles impactos.

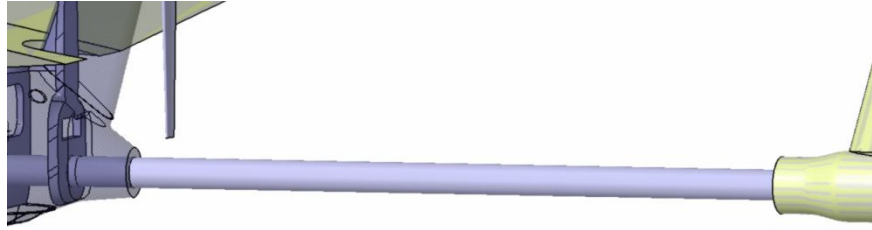


Figura 23: Tubo de cola (en inglés tail boom) que conecta la cola al fuselaje

2.2.5 Motor (pusher/puller)

La propulsión de esta aeronave se realiza a través de un motor eléctrico alimentado por baterías. La decisión sobre la colocación del motor es crítica en cuanto al diseño final de la aeronave: en la configuración “pusher” la hélice está situada por detrás del motor (el motor empuja a la aeronave) mientras que en la configuración “puller” o tractora la hélice se coloca por delante del motor (el motor tira de la aeronave). La Figura 24 explica con claridad las dos configuraciones posibles:



Figura 24: Esquema de configuración “puller” o “pusher”

Se ha realizado un estudio detallado sobre las ventajas e inconvenientes que presentan cada configuración para tomar la decisión acertada en función de la misión que llevará a cabo el UAV.

PUSHER (motor colocado detrás)

Ventajas

- ✓ se reduce la resistencia de fricción porque el fuselaje vuela a través de una corriente limpia. La estela que deja la hélice de aire acelerado no afecta al fuselaje reduciendo así la resistencia de éste. Además, el ala tampoco se ve afectada por la estela, lo que se traduce en una mayor eficiencia aerodinámica.
- ✓ a bajas velocidades, se aumenta la controlabilidad en dirección y cabeceo debido a que la hélice acelera el flujo que le llega a la cola de forma que ésta se hace más efectiva. Puesto que se ha decidido usar una cola en T, la estela de la hélice le llega directamente al estabilizador horizontal.

- ✓ la hélice debería estar elevada respecto al tubo de cola, por lo que está protegida frente a posibles impactos en los aterrizajes sobre la panza.

Inconvenientes

- el efecto de la estela de la hélice también puede tener efectos perjudiciales como pueden ser las perturbaciones en el control de profundidad y dirección. La cola está directamente afectada por las perturbaciones de la estela del motor por lo que pequeñas perturbaciones en la estela pueden causar movimientos bruscos en cabeceo y guiñada, así como vibraciones no deseadas.
- si se coloca el motor justo detrás del fuselaje, será difícil de refrigerar puesto que no le llega una corriente de aire directa. No obstante, al colocar el motor elevado respecto al fuselaje, este inconveniente ve reducido su efecto.
- la hélice es menos eficiente puesto que la corriente no llega uniforme, llega perturbada por el fuselaje y/o el ala. Además, es importante tener en cuenta la capa límite ensanchada que llegaría a la hélice si ésta se colocara justo detrás del fuselaje y/o ala, que hace que el perfil de velocidades en el plano de la hélice no sea uniforme.
- la posición trasera del motor tiene un efecto desestabilizador en cuanto a perturbaciones en ángulo de ataque puesto que tiende a retrasar el centro de gravedad de la aeronave, reduciendo así el margen estático.

PULLER (motor colocado delante)

Ventajas

- ✓ la hélice recibe el flujo de aire muy limpio y uniforme por lo que trabajará de forma más eficiente. Aparte de esto, se consigue una mejor refrigeración del motor al estar totalmente expuesto a la corriente incidente.
- ✓ la posición delantera del motor contribuirá a la estabilización en cabeceo ante una perturbación en ángulo de ataque ya que adelanta el centro de gravedad de la aeronave, aumentando el margen estático.

Inconvenientes

- el fuselaje y la raíz del ala reciben el aire perturbado de la estela de la hélice. La hélice acelera el flujo en la estela por lo que la corriente que recorre el fuselaje tiene una velocidad superior a la incidente, y puesto que la resistencia varía de forma cuadrática con la velocidad, se tiene un gran aumento de la resistencia.
- la posición delantera de la hélice haría que ésta y el eje estuviesen expuestos a todos los golpes en caso de un aterrizaje defectuoso, a menos que se usen hélices plegables.

Decisión final

Es importante considerar aquí la posibilidad de usar hélices plegables ya que en la configuración puller es muy recomendable el uso de estas hélices que dejan de girar al apagar el motor, plegándose de forma que no impactarían en el suelo en el aterrizaje. El inconveniente de las hélices plegables es que no producen el efecto deseado de frenado en el aterrizaje al plegarse cuando el motor deja de girar.

Finalmente, se priorizó en la seguridad de la hélice, el eje y el motor en el aterrizaje, de ahí que se eligiera la configuración “pusher”, pero con el motor levantado con respecto al tubo de cola para permitir el giro de la hélice y además conseguir así una corriente menos afectada por la interacción con el fuselaje. De esta forma, se necesita una estructura llamada pylon que permita elevar la góndola donde estará colocado el motor.

2.3 Planos del UAV

En este apartado se van a determinar las dimensiones básicas del UAV. Se muestran dos planos, uno de la vista en planta y otra de perfil, en la que se detallarán las medidas más representativas. En estos planos aparece una cruz roja que representa los planos de referencia, respecto a los cuales se han tomado las medidas en todos los cálculos realizados y a los que en ciertas ocasiones en este documento se hará referencia. El plano vertical de referencia divide al UAV en dos partes simétricas; los otros dos planos tienen determinada su posición en el segundo plano.

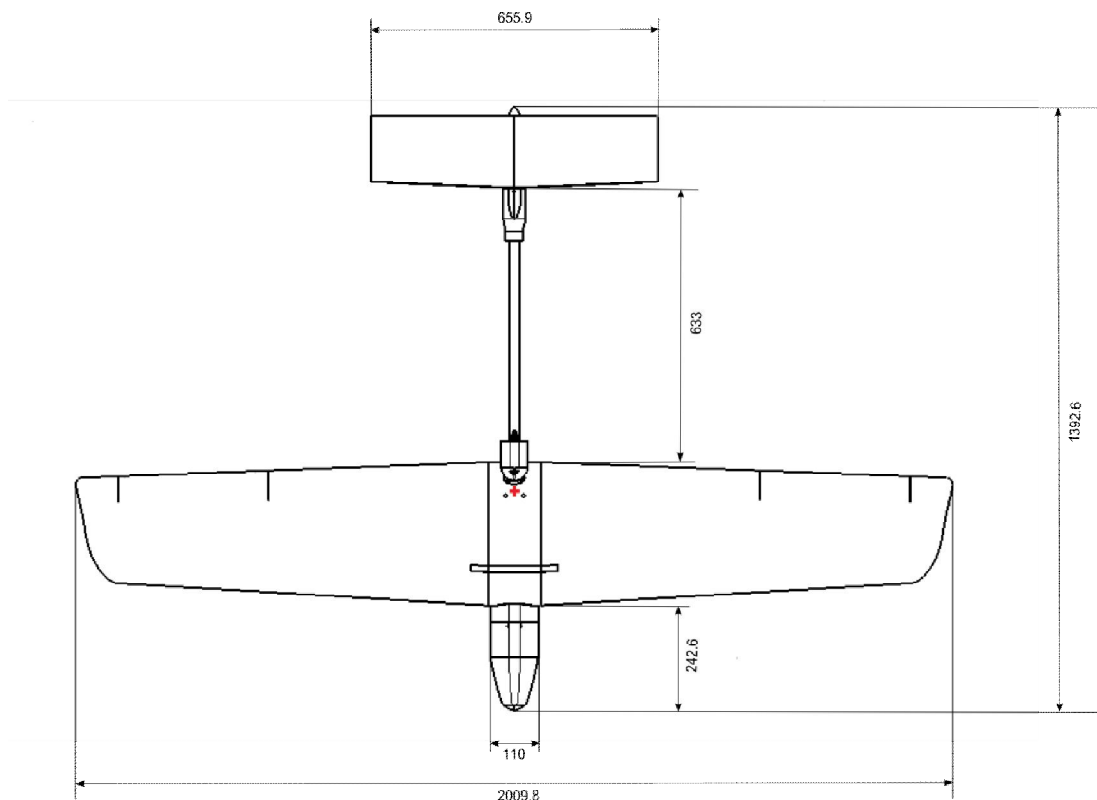


Figura 25: Vista en planta (medidas en mm)

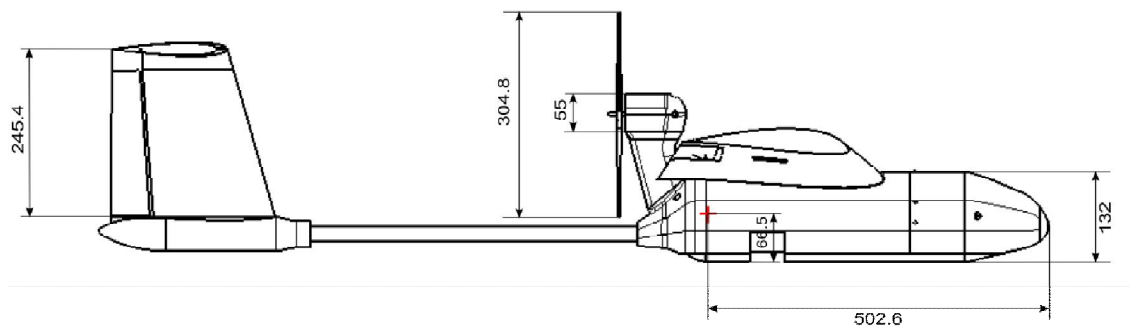


Figura 26: Vista de perfil (medidas en mm)

