



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

MASTER EN INGENIERIA INDUSTRIAL

**DESARROLLO DE UN VEHÍCULO AÉREO DE  
ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE  
VERTICAL PARA EL TRANSPORTE DE  
PEQUEÑAS CARGAS**

ESPECIALIDAD MECÁNICA

Autor:

Rodrigo Álvarez Hernández

Directores:

José Porras Galán (Universidad Pontificia Comillas, [jporras@icai.comillas.edu](mailto:jporras@icai.comillas.edu))

Juan Luis Zamora (Universidad Pontificia Comillas, [Juanluis.Zamora@iit.comillas.edu](mailto:Juanluis.Zamora@iit.comillas.edu))

Madrid

Mayo 2016



## **AUTORIZACIÓN PARA LA DIGITALIZACIÓN, DEPÓSITO Y DIVULGACIÓN EN RED DE PROYECTOS FIN DE GRADO, FIN DE MÁSTER, TESIS O MEMORIAS DE BACHILLERATO**

### **1º. Declaración de la autoría y acreditación de la misma.**

El autor D. Rodrigo Álvarez Hernández

DECLARA ser el titular de los derechos de propiedad intelectual de la obra: DESARROLLO DE UN VEHÍCULO AÉREO DE ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE VERTICAL PARA EL TRANSPORTE DE PEQUEÑAS CARGAS, que ésta es una obra original, y que ostenta la condición de autor en el sentido que otorga la Ley de Propiedad Intelectual.

### **2º. Objeto y fines de la cesión.**

Con el fin de dar la máxima difusión a la obra citada a través del Repositorio institucional de la Universidad, el autor **CEDE** a la Universidad Pontificia Comillas, de forma gratuita y no exclusiva, por el máximo plazo legal y con ámbito universal, los derechos de digitalización, de archivo, de reproducción, de distribución y de comunicación pública, incluido el derecho de puesta a disposición electrónica, tal y como se describen en la Ley de Propiedad Intelectual. El derecho de transformación se cede a los únicos efectos de lo dispuesto en la letra a) del apartado siguiente.

### **3º. Condiciones de la cesión y acceso**

Sin perjuicio de la titularidad de la obra, que sigue correspondiendo a su autor, la cesión de derechos contemplada en esta licencia habilita para:

- a) Transformarla con el fin de adaptarla a cualquier tecnología que permita incorporarla a internet y hacerla accesible; incorporar metadatos para realizar el registro de la obra e incorporar “marcas de agua” o cualquier otro sistema de seguridad o de protección.
- b) Reproducirla en un soporte digital para su incorporación a una base de datos electrónica, incluyendo el derecho de reproducir y almacenar la obra en servidores, a los efectos de garantizar su seguridad, conservación y preservar el formato.
- c) Comunicarla, por defecto, a través de un archivo institucional abierto, accesible de modo libre y gratuito a través de internet.
- d) Cualquier otra forma de acceso (restringido, embargado, cerrado) deberá solicitarse expresamente y obedecer a causas justificadas.
- e) Asignar por defecto a estos trabajos una licencia Creative Commons.
- f) Asignar por defecto a estos trabajos un HANDLE (URL *persistente*).

### **4º. Derechos del autor.**

El autor, en tanto que titular de una obra tiene derecho a:

- a) Que la Universidad identifique claramente su nombre como autor de la misma
- b) Comunicar y dar publicidad a la obra en la versión que ceda y en otras posteriores a través de cualquier medio.
- c) Solicitar la retirada de la obra del repositorio por causa justificada.
- d) Recibir notificación fehaciente de cualquier reclamación que puedan formular terceras personas en relación con la obra y, en particular, de reclamaciones relativas a los derechos de propiedad intelectual sobre ella.

### **5º. Deberes del autor.**

El autor se compromete a:

- a) Garantizar que el compromiso que adquiere mediante el presente escrito no infringe ningún derecho de terceros, ya sean de propiedad industrial, intelectual o cualquier otro.
- b) Garantizar que el contenido de las obras no atenta contra los derechos al honor, a la intimidad y a la imagen de terceros.

- c) Asumir toda reclamación o responsabilidad, incluyendo las indemnizaciones por daños, que pudieran ejercitarse contra la Universidad por terceros que vieran infringidos sus derechos e intereses a causa de la cesión.
- d) Asumir la responsabilidad en el caso de que las instituciones fueran condenadas por infracción de derechos derivada de las obras objeto de la cesión.

**6º. Fines y funcionamiento del Repositorio Institucional.**

La obra se pondrá a disposición de los usuarios para que hagan de ella un uso justo y respetuoso con los derechos del autor, según lo permitido por la legislación aplicable, y con fines de estudio, investigación, o cualquier otro fin lícito. Con dicha finalidad, la Universidad asume los siguientes deberes y se reserva las siguientes facultades:

- La Universidad informará a los usuarios del archivo sobre los usos permitidos, y no garantiza ni asume responsabilidad alguna por otras formas en que los usuarios hagan un uso posterior de las obras no conforme con la legislación vigente. El uso posterior, más allá de la copia privada, requerirá que se cite la fuente y se reconozca la autoría, que no se obtenga beneficio comercial, y que no se realicen obras derivadas.
- La Universidad no revisará el contenido de las obras, que en todo caso permanecerá bajo la responsabilidad exclusiva del autor y no estará obligada a ejercitar acciones legales en nombre del autor en el supuesto de infracciones a derechos de propiedad intelectual derivados del depósito y archivo de las obras. El autor renuncia a cualquier reclamación frente a la Universidad por las formas no ajustadas a la legislación vigente en que los usuarios hagan uso de las obras.
- La Universidad adoptará las medidas necesarias para la preservación de la obra en un futuro.
- La Universidad se reserva la facultad de retirar la obra, previa notificación al autor, en supuestos suficientemente justificados, o en caso de reclamaciones de terceros.

Madrid, a ..14..... de Junio..... de ..2016.

ACEPTA



Fdo..... Rodrigo Álvarez

Motivos para solicitar el acceso restringido, cerrado o embargado del trabajo en el Repositorio Institucional:

DESARROLLO DE UN VEHÍCULO AÉREO DE ALA FIJA CON CAPACIDAD  
DE DESPEGUE VERTICAL PARA EL TRANSPORTE DE PEQUEÑAS CARGAS

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título  
DESARROLLO DE UN VEHÍCULO AÉREO DE ALA FIJA CON CAPACIDAD

DE DESPEGUE VERTICAL PARA EL TRANSPORTE DE PEQUEÑAS CARGAS en la  
ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el

curso académico ...2016... es de mi autoría, original e inédito y

no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos. El Proyecto no es plagio de otro, ni  
total ni parcialmente y la información que ha sido tomada

de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Rodrigo Álvarez

Fecha: 14./ 6.../ ...2016



Autorizada la entrega del proyecto

EL DIRECTOR DEL PROYECTO

Fdo.: José Porras Galán

Fecha: 14./ 6.../ ...2016

Fdo.: Juan Luis Zamora

Fecha: 14./ 6.../ ...2016



Vº Bº del Coordinador de Proyectos

Fdo.: José Ignacio Linares

Fecha: 15./ 6.../ ...2016





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

MASTER EN INGENIERIA INDUSTRIAL

**DESARROLLO DE UN VEHÍCULO AÉREO DE  
ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE  
VERTICAL PARA EL TRANSPORTE DE  
PEQUEÑAS CARGAS**  
ESPECIALIDAD MECÁNICA

Autor:

Rodrigo Álvarez Hernández

Directores:

José Porrás Galán (Universidad Pontificia Comillas, [jporras@icai.comillas.edu](mailto:jporras@icai.comillas.edu))

Juan Luis Zamora (Universidad Pontificia Comillas, [Juanluis.Zamora@iit.comillas.edu](mailto:Juanluis.Zamora@iit.comillas.edu))

Madrid

Mayo 2016



# DESARROLLO DE UN VEHÍCULO AÉREO DE ALA FIJA CON CAPACIDAD DE DESPEGUE VERTICAL PARA EL TRANSPORTE DE PEQUEÑAS CARGAS

**Autor: Álvarez Hernández, Rodrigo**

Directores: Zamora Macho, Juan Luis; Porras Galán, José

Entidad Colaboradora: Universidad Pontificia de Comillas – ICAI

## RESUMEN DEL PROYECTO

### Introducción:

Tras el desarrollo de un cuadricóptero para el transporte de pequeñas cargas, se determina que se requiere todavía de una mayor autonomía, manteniendo las capacidades de aterrizaje y despegue vertical. Para resolver la cuestión se recurre a la utilización de un perfil alar, como si de un avión se tratase.

La capacidad de no necesitar una gran superficie para realizar aterrizajes y despegues, unida con la capacidad de poder volar de una forma eficiente, son dos características que tradicionalmente no van acompañadas. Durante las décadas de los años 60 y 70, el ejército de los Estados Unidos reconoció las ventajas de contar con una aeronave con las capacidades mencionadas y comenzó programas de desarrollo, con el objeto de poder insertar tropas y carga en lugares no habilitados para el aterrizaje de un avión, de una forma rápida y eficiente a un helicóptero tradicional. Asimismo, se intentan desarrollar aviones de caza capaces de despegar de forma vertical con el objeto de no ser objetivos sencillos en los aeródromos.

Numerosos prototipos fueron desarrollados, sin embargo, resultaban en aeronaves difíciles de estabilizar, las cuales requerían una gran pericia por parte del piloto. Es por ello que muchas de ellas no llegaron a triunfar. Sin embargo, a día de hoy, la electrónica de estabilización se encuentra ampliamente disponible por lo que resulta factible el lograr que aquellos diseños puedan resultar viables. Entre estos diseños se encuentran los “Tilt Rotor”, aeronaves capaz de vectorizar el empuje que producen sus motores de tal forma que no se requiere motores dedicados para cada modo de vuelo,

Por tanto, se busca realizar un vehículo aéreo no tripulado, híbrido entre una aeronave convencional y un cuadricóptero, de esta forma, los rotores pueden ser orientados en vuelo para lograr sustentación o para lograr empuje. De esta forma, se pretende aumentar tanto el tiempo de vuelo como la autonomía, manteniendo la misma capacidad de carga. Para ello se partirá de una aeronave convencional, y se realizarán las modificaciones necesarias para conseguir una adecuada colocación de los motores en todas las fases de vuelo.

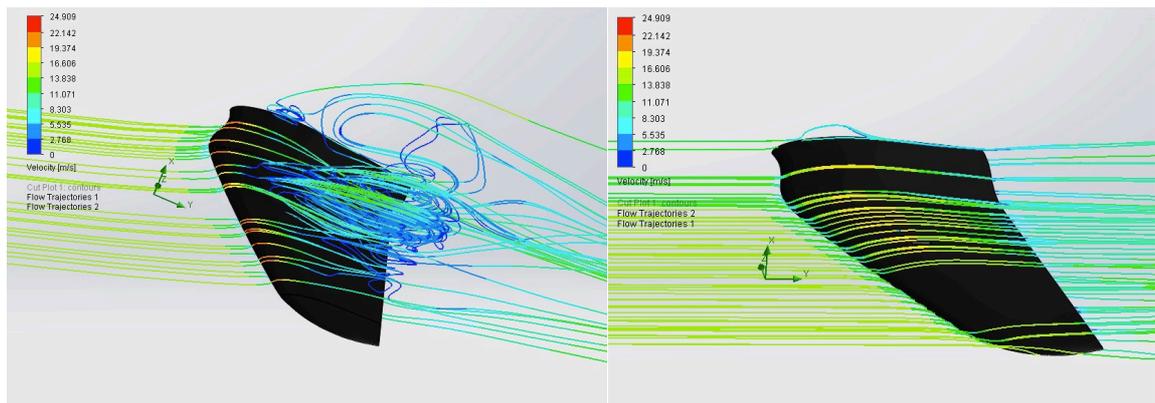
### Objeto del proyecto

Primero, se determina una aeroestructura susceptible de ser modificada, para ello, primero se definen los principales atributos que se buscan en ella. Se otorga una

puntuación mediante una matriz centesimal, para posteriormente, buscar en el mercado los modelos que cumplan con las características deseadas. Una vez encontrados los modelos, se procede a clasificarlos según los atributos anteriormente mencionados.

Ya las características de vuelo del aparato son desconocidas, y no se tiene un modelo CAD para llevar a cabo un diseño de la solución, el primer paso es realizar una un modelo digital de la geometría de la aeronave. Sin embargo, ya que resulta una geometría extremadamente compleja, no vale únicamente con tomar medidas, sino que se requieren tecnologías de ingeniería inversa. Para ello, se utiliza un brazo medidor mediante tecnología de triangulación láser para escanear todas las piezas del avión. Posteriormente se realiza el tratado de los datos obtenidos, para obtener una geometría paramétrica con la que posteriormente se podrá trabajar fácilmente.

Una vez que la se tiene el modelo completo en el espacio digital, se puede realizar una sección del perfil aerodinámico para analizar las características de vuelo. Para ello se utiliza el software de análisis aerodinámico XFOIL. De esta forma se puede obtener tanto la sustentación que genera el perfil, así como la resistencia aerodinámica que presenta al avance. Asimismo, ya que se cuenta con toda la geometría se comprueban los datos obtenidos mediante el análisis CFD



Ya que el método propulsivo utilizado no será el que propone el fabricante, pues no cumple con los objetivos del proyecto, se requiere de determinar una nueva planta motriz que sea capaz de llevar a cabo los requisitos del proyecto. Para ello, se importan en MATLAB tanto los datos generados en el análisis aerodinámicos, como datos de ensayos de empuje de hélices comerciales realizados por la universidad Urbana Champain en Illinois.

Se modelan las ecuaciones y se determinan las condiciones óptimas para lograr un vuelo eficiente. Para estas condiciones se determina el modelo de hélice óptimo que garantice la mayor eficiencia posible en vuelo.

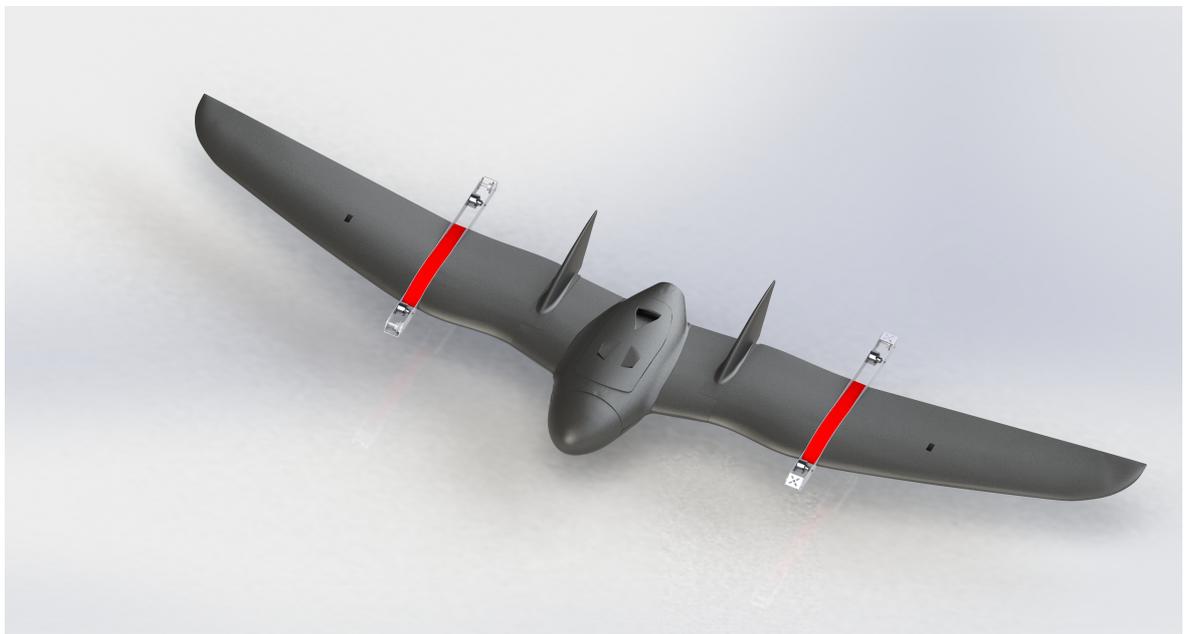
Conocido el tamaño de las hélices así como la velocidad de rotación, se diseña en CAD los puntos de montaje de los motores y se proponen varias soluciones para la implementación del mecanismo de giro, así como posibles formas de lograr la rotación de los motores.

## Conclusiones

De las características aerodinámicas extraídas del perfil se puede determinar el ángulo de ataque que logrará la mayor eficiencia en vuelo para un perfil dado. Esto nos permite determinar las condiciones de vuelo para las cuales la hélice deberá ajustarse, sin olvidar que han de proporcionar el suficiente empuje estático como para en conjunto, levantar el modelo.

Ya que las hélices tratadas son de paso fijo, no puede cambiarse su geometría a las distintas fases de vuelo, por lo que se busca que sea eficiente en crucero, despreciando así las fases tanto de despegue como de transición pues se considera que representan una porción mínima del vuelo. La hélice obtenida concuerda con lo esperado, un gran paso es necesario para poder proporcionar empuje con una alta velocidad incidente de aire, mientras que se llega a un compromiso en el diámetro, suficiente para mantener unas bajas revoluciones, pero no demasiado como para representar resistencia aerodinámica

El proyecto presentado resulta en una primera iteración muy cercana a un prototipo plenamente funcional, sin embargo, se requieren pruebas de vuelo, así como desarrollar plenamente una estrategia de control del mecanismo pivotante para lograr de forma eficaz y controlada la transición. A pesar de todo se ha conseguido aumentar el tiempo de vuelo en aproximadamente cinco veces respecto a un cuadricoptero eficiente, lo que otorga al prototipo una versatilidad no vista antes en el terreno de los UAV.





# DESIGN OF A FIXED WING AIRCRAFT WITH VERTICAL TAKE OFF AND LANDING CAPABILITY FOR SMALL PAYLOAD TRANSPORTATION

**Author: Álvarez Hernández, Rodrigo**

Directors: Zamora Macho, Juan Luis; Porras Galán, José

Collaborating Entity: Universidad Pontificia de Comillas – ICAI

## **Abstract**

### **Introduction:**

After the development of a quadcopter for small Payload transportation, it was determined that even though it proved to be very efficient, more range was needed, while maintain vertical take off capabilities. To address this issue the decision to include an aerodynamic surface is taken.

The advantages of not needing an airfield to take off and land, together with being able to fly in an efficient manner are two things that are not normally related. During the 60's and 70's, the United States Air Force recognised the advantages of VTOL aircraft, so it started developing programmes regarding transport and combat aircraft, in order to insert troops and material without needing runways, and to avoid being easy targets in airfields.

Many prototypes were developed, however, they turned out to be very hard to keep stable in the air and required great pilot skills. This was the reason many of this prototypes didn't succeed. However, as of today, electronic stabilization is very common and affordable so those designs have now become viable. Between those designs are the type known as "Tilt-Rotors, these aircraft are able to vectorise their thrust in order to change engine power from generating lift to generating thrust, this way, only one set of engines is needed for both flight modes, thus saving weight.

The target of this work is to create an unmanned aerial system, combining a traditional aircraft, and a quadcopter. Rotors will be steerable to change between thrust and lift. This way we can take the advantages of an efficient flight in "airplane mode" while keeping the versatility of being able to take off and land vertically

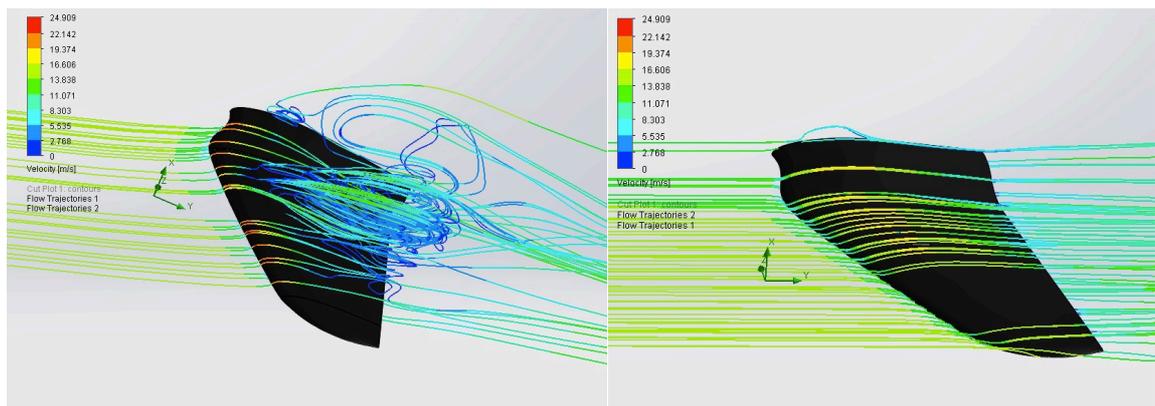
## **Description**

First, we must determine the airframe to be converted into VTOL, in order to do this, the main attributes the model must meet are classified in order of importance. The market is searched for suitable models, which are then classified by a weighted average of the attributes mentioned before.

As flight characteristics of the model are unknown, a detailed study of aerodynamics must be undertaken. First a CAD model must be drawn as accurately as possible, however, as surfaces are extremely complex we must rely on reverse engineering techniques. Laser line triangulation was used to scan all the parts that form the aircraft.

This way after treating the captured points and having an accurate mesh, a parametric model can then be created. With this model, we can now undertake the aerodynamic analysis and it can also be used then to design the VTOL mechanism easily.

Once the whole model is in the digital space, an airfoil section can be extracted to analyse flight characteristics. To do so, XFOIL has been used to determine lift and drag characteristics depending on angle of attack. These results have been verified using three dimensional CFD models.



As the propulsive method recommended by the aircraft manufacturer doesn't suit our needs, a new method must be proposed to meet with the project needs. MATLAB is used to import the previously mentioned aerodynamic data, also, external propeller data tests from Urbana Champaign Illinois university are imported. With all this data, the aircraft propulsion needs are modelled.

The optimal flight attitude is determined for cruise conditions given a determined payload which allows to determine the optimal propeller to use in flight. Take off / Landing and transition flight is neglected to choose a propeller for efficient flight as the time in these flight modes represents an extremely small percentage of the total mission time. However, it is ensured that the chosen propeller will be able to lift the aircraft in vertical flight.

Known the size of the propellers, the power required and the rotational speed, the transition mechanism can be modelled. As the transition strategy is scope of another project, a general design is proposed in order to be able to adapt different solutions to rotate the electric motors.

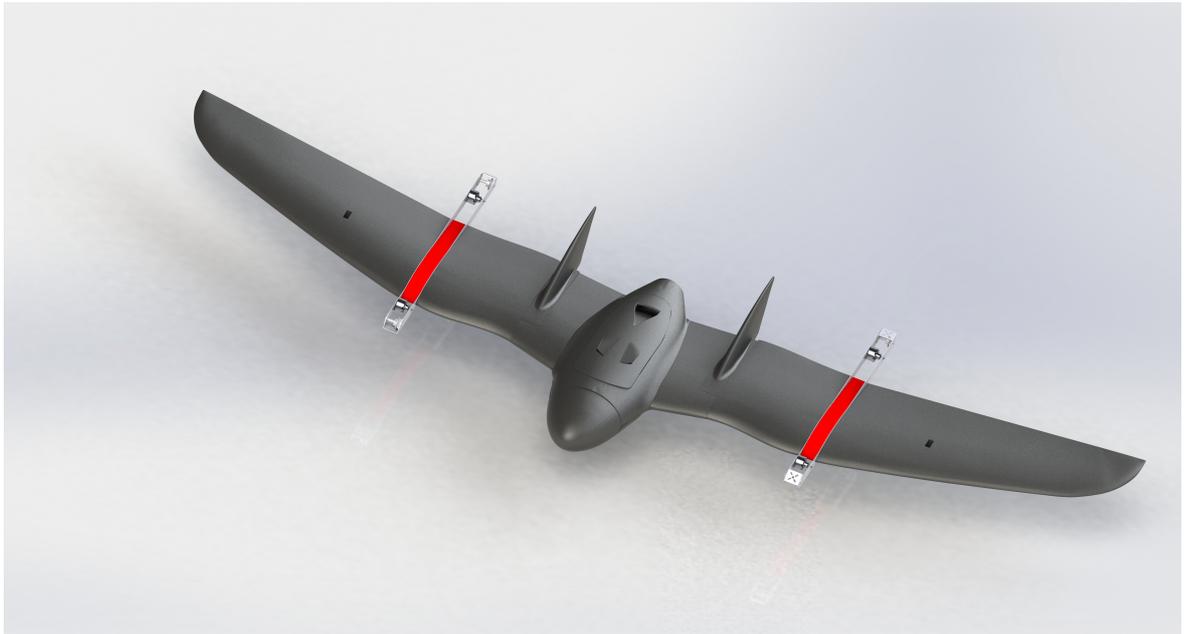
## Conclusions

From the extracted airfoil characteristics, the most efficient angle of attack is determined, this way the maximum range can be guaranteed. Therefore, the propeller that meets these flight criteria in the most efficient way is chosen, keeping in mind that it also has to provide enough static thrust to lift the aircraft from a standstill

As propellers used are fixed fixed pitch, its geometry cannot be changed to provide full efficiency under all conditions, therefore the solution is only optimal for cruise conditions. As it is expected, to be able to provide thrust at a high incident velocity, a big

pitch in needed. However a compromise in diameter must be reached. It must be enough to provide thrust in vertical take off and not to create drag when in horizontal flight.

The presented work results in a first iteration of a concept, very close to a fully functional prototype, however flight tests must be undertaken to determine the best flight transition strategy to achieve a fully stable and controlled change in flight modes. However, the concept proves to be a significant improvement over a traditional multicopter, as flight time is five times greater, and range is extended up to 140 kilometres, wich grants the design a versatility not yet seen in UAV's.





## LISTA DE SIMBOLOS

Símbolo	Descripción
$A$	Superficie alar
$\alpha$	ángulo de ataque
$C_d$	Coeficiente de arrastre
$C_l$	Coeficiente de sustentación
$C_t$	Coeficiente de empuje
$D$	Diámetro de hélice
$D_{e_y}, D_{e_x}$	Distancia media de elevones en ejes X y Y
$D_{m_y}, D_{m_x}$	Distancia media de motores en ejes X y Y
$F_1, F_2, F_3, F_4$	Fuerza de motores 1, 2, 3 y 4
$F_{izq}, F_{dcha}$	Fuerza elevones izquierdo y derecho
$F_d$	Fuerza de arrastre
$F_l$	Fuerza de sustentación
$F_t$	Fuerza de empuje
$\gamma$	Coeficiente de dilatación adiabática
$I_{elec}$	Intensidad eléctrica
$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$	Momentos de inercia principales
$I_{xy}, I_{yx}, I_{zy}, I_{yz}$	Momentos de inercia principales
$I_{cm}$	Momentos de inercia en el centro de masas
$J$	factor de avance
$KV$	Revoluciones por minuto por voltio aplicado
$n$	velocidad de rotación de la hélice
$Pot_{Ele}$	Potencia eléctrica
$Re$	Numero de Reynolds
$\rho$	densidad de aire
$T$	Empuje
$\tau_{roll}, \tau_{pitch}, \tau_{yaw}$	Momentos sobre el CoG en alabeo cabeceo y guiñada
$\theta$	Ángulo de mecanismo de transición
$V$	Velocidad relativa del flujo libre de aire
$V_s$	Velocidad del sonido
$\omega_{roll}, \omega_{pitch}, \omega_{yaw}$	Velocidades angulares de rotación

## ACRÓNIMOS

Acrónimo	Significado	Traducción
AGL	Above ground level	Altura sobre tierra
AOA	Angle of attack	Ángulo de ataque
ASL	Above sea Level	Altura sobre nivel del mar
BLDC	Brushless Direct Current	Motor sin escobillas de corriente continua
CAD	Computer Aided Design	Diseño asistido por ordenador
CoG	Center of Gravity	Centro de gravedad
DC	Direct Current	Corriente continua
EPP	Expanded Propilene	Polipropileno expandido
ESC	Electronic Speed Control	Control electrónico de velocidad
MTOW	Maximum take off weight	Máximo peso al despegue
NACA	National Advisory Comitee for Aeronautics	Comité de Asesoramiento para aeronáutica
RPAS	Remote Piloted Aerial System	Aeronave pilotada remotamente
UAV	Unmanned Aerial Vehicle	Vehículo aéreo no tripulado

## INDICE

---

<b>Lista de simbolos .....</b>	<b>x</b>
<b>Acrónimos .....</b>	<b>xi</b>
<b>Indice .....</b>	<b>xii</b>
<b>Lista de Figuras .....</b>	<b>xv</b>
<b>Lista de Tablas .....</b>	<b>xviii</b>
<b>Capitulo 1 - Introducción y planteamiento del proyecto .....</b>	<b>1</b>
1.1. Introducción.....	1
1.2. Estado de la cuestión.....	1
1.3. Motivación .....	7
1.4. Objetivos del proyecto.....	7
1.5. Metodología del trabajo .....	9
<b>Capitulo 2 - Descripción de las tecnologías .....</b>	<b>11</b>
2.1. Funcionamiento de un multicoptero .....	11
2.2. Funcionamiento de un perfil aerodinámico.....	11
2.2.1. Ala Fija.....	13
2.2.2. Ala Rotatoria.....	15
2.3. Tipos de aeronave de ala fija .....	16
2.4. Controles de vuelo. ....	19
2.4.1. Vuelo vertical.....	21
2.4.2. Vuelo de transición .....	22
2.5. Elección de la aeronave.....	23
2.5.1. Modelos propuestos .....	25
<b>Capitulo 3 - Proceso de ingeniería inversa .....</b>	<b>29</b>
3.1. Descripción de las tecnologías.....	29
3.2. Proceso de adquisición.....	31
3.3. Tratado de la nube de puntos .....	32
3.4. Conversión a geometría paramétrica .....	33
3.5. Montaje en CAD .....	36
3.6. Estimación de densidad del FOAM .....	37
<b>Capitulo 4 - Análisis aerodinámico.....</b>	<b>39</b>
4.1. Obtención de geometría del perfil alar .....	39
4.2. Búsqueda de perfil similar.....	39
4.3. Análisis computacional .....	40
4.3.1. Parámetros de entrada.....	41
Número Mach.....	41
Número de Reynolds .....	42
Otros Parámetros.....	42
4.3.2. Resultados .....	43
4.4. Extensión de resultados a toda la estructura .....	45
<b>Capitulo 5 - Determinación de la planta propulsora .....</b>	<b>47</b>
5.1. Algoritmo de cálculo .....	47
5.1.1. Parámetros de entrada.....	47

5.1.2.	Importación de datos.....	48
5.1.3.	Determinación de condiciones de vuelo.....	50
5.1.4.	Cálculo de hélice.....	50
5.1.5.	Clasificación de los resultados.....	51
<b>5.2.</b>	<b>Resultados.....</b>	<b>52</b>
<b>5.3.</b>	<b>Requisitos Eléctricos.....</b>	<b>53</b>
<b>Capítulo 6 -</b>	<b>Diseño del mecanismo de inclinación.....</b>	<b>57</b>
<b>6.1.</b>	<b>Esfuerzos a soportar.....</b>	<b>57</b>
<b>6.2.</b>	<b>Métodos de rotación.....</b>	<b>61</b>
6.2.1.	Transmisión directa.....	61
6.2.2.	Acoplamiento mecánico.....	62
6.2.3.	Mecanismo de biela-manivela mediante husillo.....	62
<b>6.3.</b>	<b>Motor de rotación.....</b>	<b>62</b>
6.3.1.	Motores de corriente continua.....	63
6.3.2.	Motores Paso a paso.....	63
6.3.3.	Motores BLDC.....	64
<b>6.4.</b>	<b>Elección de solución de rotación.....</b>	<b>64</b>
<b>6.5.</b>	<b>Criterios de Diseño de la solución.....</b>	<b>65</b>
<b>6.6.</b>	<b>Solución constructiva.....</b>	<b>66</b>
<b>Capítulo 7 -</b>	<b>Conclusiones.....</b>	<b>69</b>
7.1.	Futuros desarrollos.....	70
<b>Bibliografía.....</b>		<b>71</b>
<b>Anexo A.-</b>	<b>Comparación de aerestructuras.....</b>	<b>76</b>
<b>Anexo B.-</b>	<b>Coordenadas de perfil unitario RVJET.....</b>	<b>79</b>
<b>Anexo C.-</b>	<b>Algoritmo de optimización.....</b>	<b>80</b>
<b>Anexo D.-</b>	<b>Planos.....</b>	<b>88</b>



## LISTA DE FIGURAS

---

Ilustración 1 - Esquema del Efecto "Retreating blade stall", en rojo la zona que pierde sustentación, en verde la zona que gana sustentación.....	2
Ilustración 2 - Arriba Izq. "Ryan X13", Arriba Dcha. "Bell X22", Abajo "Hiller X18" .....	4
Ilustración 3 - Ubicación de las toberas dirigibles en el Harrier .....	4
Ilustración 4 - Transición de despegue vertical a vuelo horizontal del Bell Boeing V22 Osprey .....	5
Ilustración 5 - Ubicaciones posibles del centro de gravedad y el centro de empuje del Bell Boeing V22 Osprey .....	5
Ilustración 6 - Ubicación de los puntos de empuje del F35b en configuración VTOL .....	6
Ilustración 7 - Prototipo a escala 1:2 del GL10 "Greased Lightning" .....	7
Ilustración 8 - Nomenclatura de un perfil aerodinámico .....	12
Ilustración 9 - Polar cualitativa de sustentación .....	14
Ilustración 10 - Formas de resistencia aerodinámica .....	14
Ilustración 11 - Gráfica típica de eficiencia en vuelo .....	15
Ilustración 12- Fuerzas soportadas por una aeronave tradicional .....	17
Ilustración 13 - Bombardero B2 .....	17
Ilustración 14 - Movimientos de un ala volante .....	18
Ilustración 15 - Esquema de fuerzas en vuelo horizontal.....	21
Ilustración 16 - Esquema de fuerzas en modo de vuelo vertical.....	22
Ilustración 17 - Esquema de fuerzas en vuelo de transición .....	23
Ilustración 18 - Gráfico de tarta con las capacidades del producto (ordenados de menor a mayor) .....	25
Ilustración 19 - Modelo típico de aeronave convencional para el vuelo en primera persona .....	25
Ilustración 20 - Skywalker X8.....	26
Ilustración 21 - RVJET .....	27
Ilustración 22 - Tecnologías de adquisición de geometría tridimensional .....	29
Ilustración 23 - Esquema de triangulación laser .....	30
Ilustración 24 - Brazo Escaner Faro "Scanarm" .....	31
Ilustración 25 - Nube de puntos capturada y alineada.....	32
Ilustración 26 - Identificación de geometría mediante Design X.....	33
Ilustración 27 - Planos de corte para la generación de geometría paramétrica .....	34
Ilustración 28 - Secciones de ala extraídas de la nube de puntos .....	35
Ilustración 29 - Geometría paramétrica final .....	35
Ilustración 30 - Desviaciones entre la superficie capturada y la geometría paramétrica generada .....	36
Ilustración 31 - Escalones entre piezas que deben encajar de forma exacta.....	37
Ilustración 32 - Encaje de piezas en el modelo físico .....	37
Ilustración 33 - Perfil aerodinámico extraído y normalizado .....	39
Ilustración 34 - Comparación entre NACA 2310[azul] y perfil Extraído[rojo].....	40
Ilustración 35 - Temperatura del aire en función de la altitud .....	41
Ilustración 36 - Coeficiente de sustentación en función de del ángulo de ataque .....	43
Ilustración 37 - Comprobación de Desprendimiento de Capa Límite en un AOA de 15° .....	44
Ilustración 38 - Eficiencia del perfil en función del ángulo de ataque.....	45
Ilustración 39 - Superficies alares separadas por tramos.....	45
Ilustración 40 - Esquema del "Washout" .....	46
Ilustración 41 - Vortices producidos en la punta del ala .....	46
Ilustración 42 - Gráfica típica de factor de avance respecto de a la eficiencia .....	49
Ilustración 43 - Gráfica típica de factor de avance respecto al coeficiente de empuje.....	49

Ilustración 44 - Extracción de datos a velocidad de crucero dada ..... 51  
Ilustración 45 - Alzado y plante de hélice resultado ..... 52  
Ilustración 46 - Ensayo de potencia de la hélice elegida ..... 53  
Ilustración 47 - Imagen del motor elegido ..... 54  
Ilustración 48 - Esquema de fuerzas verticales sobre la aeronave..... 57  
Ilustración 49 - Representación de los largueros resistentes de la aeronave (rojo) ..... 58  
Ilustración 50 - Ejes De Denavit Hartenberg aplicados al mecanismo VTOL..... 58  
Ilustración 51 - Esquema constructivo de un servomotor ..... 63  
Ilustración 52 - Comparación cualitativa de los métodos de rotación ..... 65  
Ilustración 53 - Solución propuesta para el mecanismo VTOL ..... 66

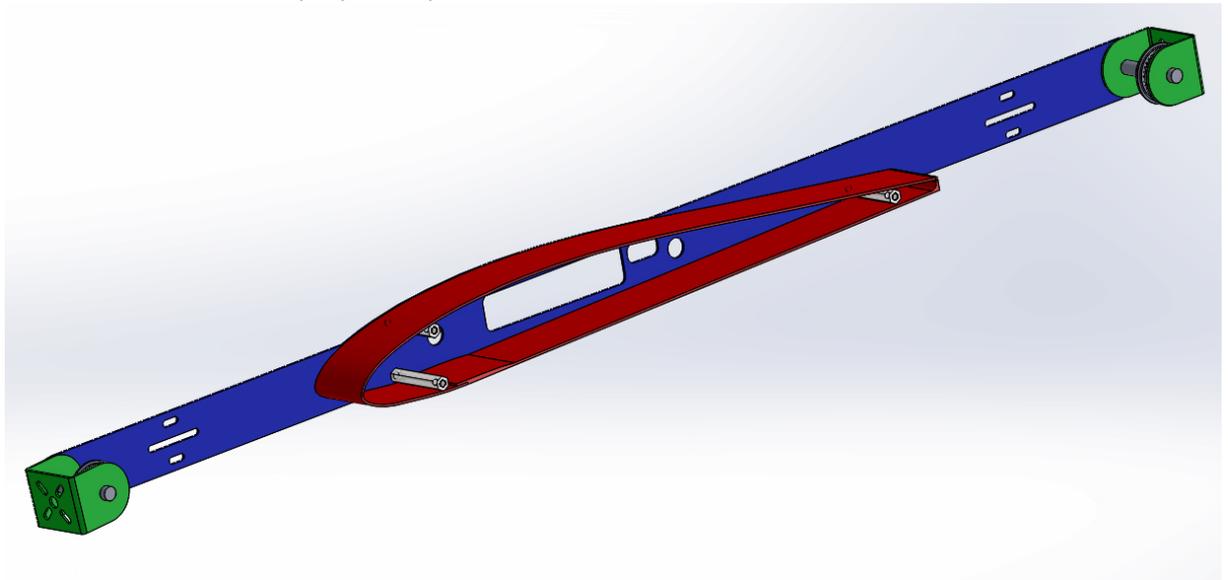


Ilustración 54 - Interior de la solución diseñada ..... 67  
Ilustración 55 - Renderizado final de la aeronave ..... 69



## LISTA DE TABLAS

---

---

Tabla 1 - Diferencia entre controles de entrada en distintos modos de vuelo .....	19
Tabla 2 - Relación entre giros y desplazamientos según tipo de vuelo .....	20
Tabla 3 - Valoración de Atributos tras realizar la matriz centesimal .....	24
Tabla 4 - Mediciones de densidad del foam .....	38
Tabla 5 - Dimensiones geométricas básicas del perfil obtenido .....	39
Tabla 6 - Condiciones atmosféricas de vuelo .....	47
Tabla 7 - Estimación inicial de peso de componentes .....	47
Tabla 8 - Condiciones de vuelo a velocidad constante .....	50
Tabla 9 - Condiciones mínimas de despegue .....	50
Tabla 10 - Condiciones de vuelo óptimo .....	50
Tabla 11 - Hélice obtenida tras ejecutar el algoritmo .....	52
Tabla 12 - Condiciones de rotación y empuje de la hélice .....	52
Tabla 13 - Requisitos mínimos del motor propulsivo .....	54
Tabla 14 - Parámetros del motor Elegido .....	54
Tabla 15 - Parámetros del método Denavit Hartenberg .....	59
Tabla 16 - Compatibilidad entre soluciones eléctricas y mecánicas .....	64



## CAPITULO 1 - INTRODUCCIÓN Y PLANTEAMIENTO DEL PROYECTO

---

### 1.1.INTRODUCCIÓN

---

El uso de vehículos aéreos remotamente pilotados (RPAS) se está implantando como alternativa viable a tareas que tradicionalmente han requerido de aparatos tripulados. Las ventajas asociadas van desde un menor coste de operación y compra a la eliminación de los riesgos asociados a los tripulantes del aparato.

Desde el año 2013, la Fundación de Ingenieros de ICAI, investiga en el uso de estos aparatos para el transporte de pequeñas mercancías [1]. La idea es la de poder poner al alcance de las ONG una plataforma aérea de bajo coste y gran autonomía. Lo que permitiría poder asistir de una forma más económica tras catástrofes naturales o el poder transportar medicinas en lugares poco accesibles o en países en vías de desarrollo donde la infraestructura para el transporte urgente de material sanitario no está todavía disponible.

La primera aproximación a la resolución del problema fue llevada en 2014 donde se desarrolló un vehículo aéreo no tripulado (UAV) con una capacidad de carga alrededor de los 500g y una autonomía de vuelo de aproximadamente 30 minutos. El vehículo fue desarrollado alrededor de la idea del "Multirroto", es decir, un aparato de ala rotativa, con más de dos rotores.

El diseño propuesto, a pesar de contar con elementos innovadores, tales como la colocación de las hélices debajo de sus soportes, o la utilización de elementos composites junto con madera para la creación de fusibles mecánicos, el diseño inherente de este tipo de aparatos, hace que se requiera de una potencia considerable para mantener el aparato en el aire.

Como se determinará en apartados posteriores, se requiere de un extenso análisis aerodinámico para determinar las condiciones óptimas de vuelo que proporcionaran una mayor autonomía. Al igual que se hizo con el multicoptero se realiza una búsqueda de la hélice óptima que garantice un menor consumo en vuelo. La hélice obtenida concuerda con lo esperado, un gran paso es necesario para poder proporcionar empuje con una alta velocidad incidente de aire, mientras que se llega a un compromiso en el diámetro, suficiente para mantener unas bajas revoluciones, pero no demasiado como para representar resistencia aerodinámica.

Se demuestra que la adaptación del modelo elegido, no es solo técnicamente viable, sino que es fácil de implementar, realizando modificaciones mínimas en la aeronave. Si bien es cierto que la inclusión del mecanismo resta capacidad de carga, se ha conseguido aumentar en aproximadamente cinco veces la autonomía del aparato, pasando de algo menos de media hora hasta las dos dos horas y media y los 140 kilómetros de alcance

### 1.2.ESTADO DE LA CUESTIÓN

---

En el ámbito de los vehículos VTOL (Vertical Take-Off and Landing), es decir, los aparatos de despegue vertical, existen diferentes formas de lograr la propulsión vertical necesaria para lograr el ascenso. Las más notables son:

- Aparatos de ala rotativa
  - Helicóptero
  - Multicópteros
  - Autogiro
  - Girodino
- Converti-plano
  - Tilt-Wing
  - Tilt-Rotor
  - Reactores de empuje Vectorizado
- Tail-Sitters
- Hélice en ala
- Motor auxiliar

De los aparatos mencionados anteriormente, el más común es el helicóptero ya que su uso es extendido en ámbitos tanto civil como militar. Sin embargo, cuentan con una serie de restricciones inherentes a su diseño básico.

En primer lugar, debido a contar con un ala rotativa como método de sustentación principal, se produce el fenómeno conocido como "Retreating Blade stall". Es decir, se pierde sustentación de la pala que retrocede, lo que limita la velocidad máxima que el aparato puede alcanzar. A altas velocidades de avance, la velocidad relativa entre el aire y la aeronave, y por tanto, la sustentación, es distinta entre ambos lados del rotor. Este desequilibrio provoca un par de vuelque, limitando así la velocidad máxima.

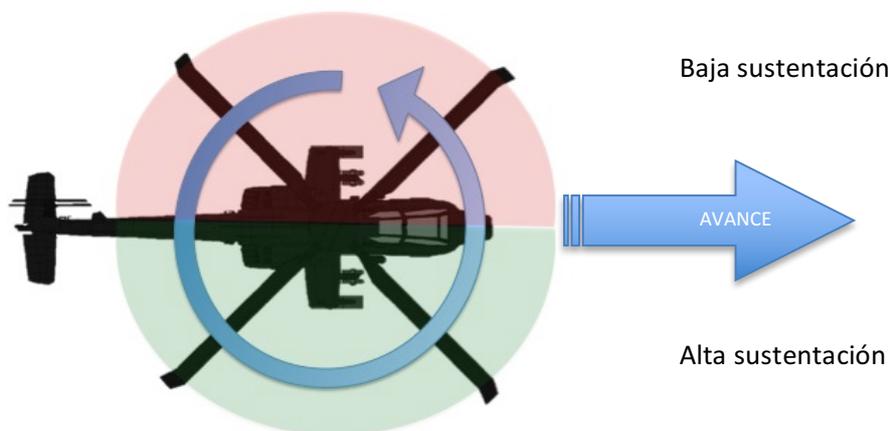


ILUSTRACIÓN 1 - ESQUEMA DEL EFECTO "RETREATING BLADE STALL", EN ROJO LA ZONA QUE PIERDE SUSTENTACIÓN, EN VERDE LA ZONA QUE GANA SUSTENTACIÓN

Asimismo, para lograr la sustentación vertical se debe aplicar potencia al el eje del rotor principal, necesitando de una cantidad considerable de esta para mantener el vuelo, lo que minimiza su autonomía y por tanto su versatilidad.

La idea de un aparato con la capacidad de despegar y aterrizar de forma vertical y volar con ala fija no es nueva. La idea de un “Convertiplano” existe desde principios del siglo XX, donde se propusieron las primeras patentes de aparatos capaces de realizar las tareas anteriormente descritas. Sin embargo, no fue hasta mediados de siglo cuando se comenzó a desarrollar la idea de forma práctica.

El desarrollo de estos aparatos comenzó en la segunda guerra mundial, pero en plena guerra fría, se dedican numerosos recursos, tanto económicos como personales para desarrollar aparatos con capacidad de despegue vertical alternativos. Desde un punto de vista militar, resulta atractivo este tipo de aparatos principalmente por dos motivos. El primero, los aparatos de despegue vertical podrían ir equipados en fragatas u estar ocultos en bosques a fin de proporcionar una defensa más efectiva ante un posible ataque aéreo. Por otro lado, este tipo de aparatos podría suponer una forma rápida para poder desplegar tropas en lugares donde no existen pistas de aterrizaje, manteniendo un largo alcance de acción.

Existen numerosos ejemplos de aparatos experimentales VTOL , sin embargo pocos llegaron a alcanzar la fabricación en serie. Entre los desarrollos más notables se encuentra el Ryan X-13 (1955), aparato de tipo “Tail- Sitter” [2] [3] [4] [5], es decir, despegue y aterriza sobre su cola. Su principal característica lo convirtió en la principal razón por la que fue desechado, para el piloto resultaba muy complicado aterrizar por la posición en la que iba montado.

Para intentar colocar al piloto en una situación más tradicional [6], los diseñadores deciden utilizar otro acercamiento al problema, en vez de rotar el aparato por completo, se decide rotar únicamente los motores y las alas. Ejemplos notables de este tipo de aparatos son el Bell X22 (1996) y el Hiller-X18 (1959) [7] [8] [9]. El primero rotaba sus cuatro hélices de forma perpendicular el vuelo para despegar y aterrizar, mientras que el segundo rota tanto sus hélices como sus alas, ambas soluciones se conocen como “Empuje vectorial”. A pesar de resultar más asequibles, se veían limitadas por la falta de tecnología de la época. Asimismo, para elevar el vehículo se requiere de pares mecánicos muy elevados, por tanto, los ejes de transmisión y engranajes debían ser muy robustos y por ende pesados, características muy poco adecuadas en aeronaves.

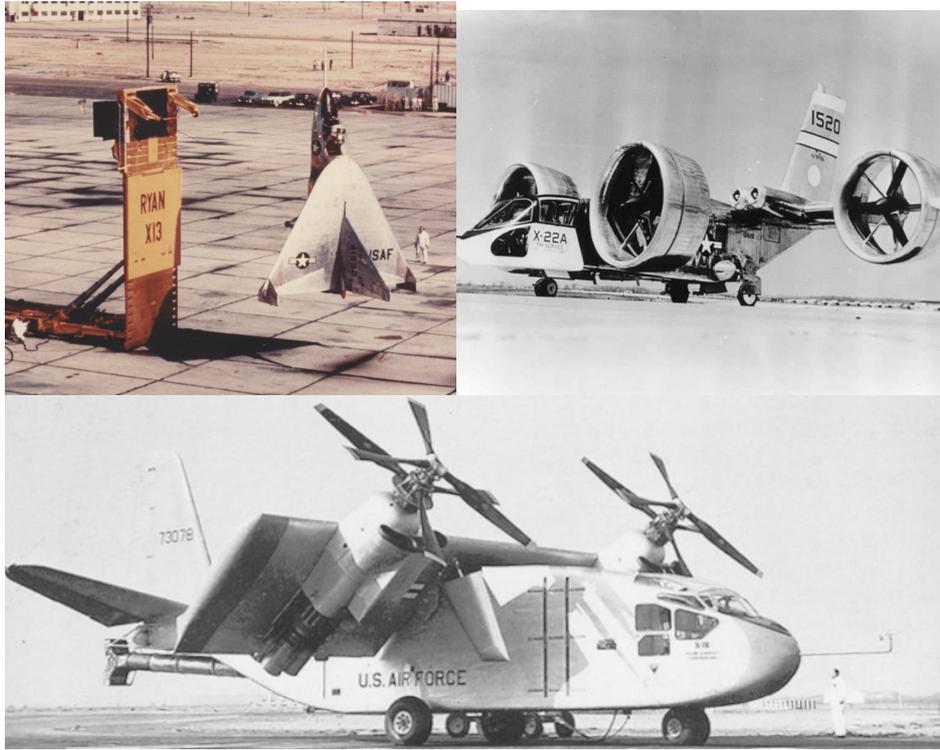


ILUSTRACIÓN 2 - ARRIBA IZQ. "RYAN X13", ARRIBA DCHA. "BELL X22",  
ABAJO "HILLER X18"

De forma alternativa se desarrollan formas de direccionar el empuje de los turbo fans a través de ductos y canalizaciones. El ejemplo más notable de ello es el archiconocido "Sea Harrier", este aparato cuenta con cuatro "nacelles" orientables que dirigen el flujo de aire de un único motor para estabilizar el aparato en vuelo, además le permite contar con una mayor maniobrabilidad en el aire al poder orientar el empuje en cualquier dirección a petición del piloto.



ILUSTRACIÓN 3 - UBICACIÓN DE LAS TOBERAS DIRIGIBLES EN EL HARRIER

Actualmente el Harrier se encuentra decomisionado, pero sin embargo, sigue existiendo la necesidad de aeronaves con despegue vertical y un alto alcance. Es por ello que en la actualidad, se han desarrollado el V-22 Osprey como aeronave de transporte y el F-35 Lightning II como aeronave de transporte.



ILUSTRACIÓN 4 - TRANSICIÓN DE DESPEGUE VERTICAL A VUELO HORIZONTAL DEL BELL BOEING V22 OSPREY

El V22 Osprey fabricado por Boeing y Bell comenzó su desarrollo en 1983, tras detectarse la necesidad de un vehículo VTOL veloz y de largo alcance, para retirar efectivos en países hostiles, sin embargo no fue hasta 2011 que entro en servicio, donde ha comenzado a retirar el helicóptero de transporte CH-46. Logra la sustentación colocando dos motores en el interior de unas “nacelles” ubicadas en el extremo del ala. Los motores se encuentra vinculados a través de un eje transversal [10]. De esta permite que ante la pérdida de un motor el aparato sea capaz de aterrizar de forma segura [11]. Al tener únicamente dos rotores, al estar el aparato cargado, puede resultar en un desequilibrado del centro de gravedad del aparato. Esto se compensa con la utilización de hélices de paso variable y de mecanismos de “Cíclico” y “Colectivo” controlados automáticamente por el ordenador de a bordo [12].

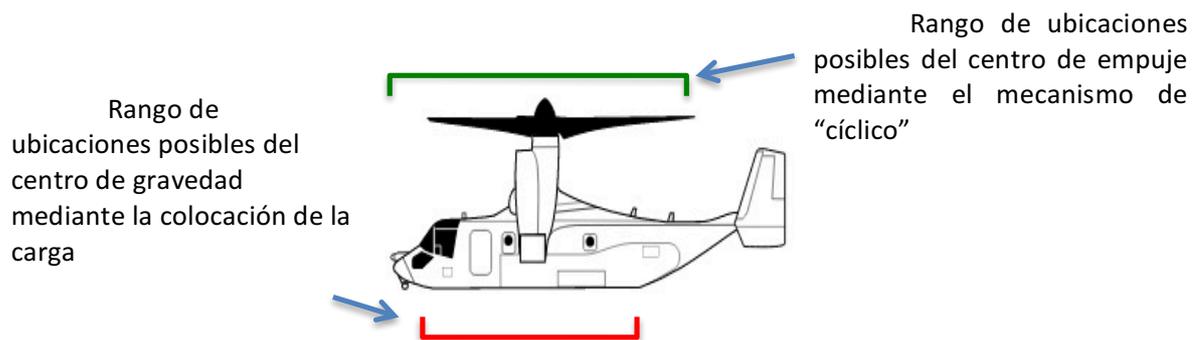


ILUSTRACIÓN 5 - UBICACIONES POSIBLES DEL CENTRO DE GRAVEDAD Y EL CENTRO DE EMPUJE DEL BELL BOEING V22 OSPREY

El Lockheed Martin F-35 Lightning II utiliza otro acercamiento al problema VTOL. En lugar de disponer de varios motores, utiliza únicamente un único turbofan. Este tipo de motores, al ocupar una gran cantidad de espacio, no pueden ser orientados, es por ello que se utiliza un sistema de ductos denominados “nozzles” y un sistema de ventilador frío acoplado al eje de la turbina. De esta forma se consiguen cuatro puntos de empuje perpendicular al plano del ala. Dos de ellos provenientes del compresor de entrada de la turbina, otro proviene de la redirección de los gases de escape, y un último de un ventilador vertical acoplado al eje del turbo fan. Estos cuatro puntos al

estar colocados alrededor del centro de gravedad de la aeronave, permiten controlar los movimientos de alabeo y cabeceo. En posición de vuelo tradicional, todos los ductos "fríos", son cubiertos por paneles para mantener el perfil aerodinámico y el ducto de escape es orientado hacia detrás para proporcionar el empuje necesario en vuelo. Existen críticas a este diseño por parte de los diseñadores tradicionales, pues argumentan que para alojar el ventilador frío se requiere demasiado espacio, reduciendo las capacidades del aparato en combate, sin embargo, representa un paso importante para el desarrollo un avión de combate VTOL tras la retirada de servicio del Harrier.

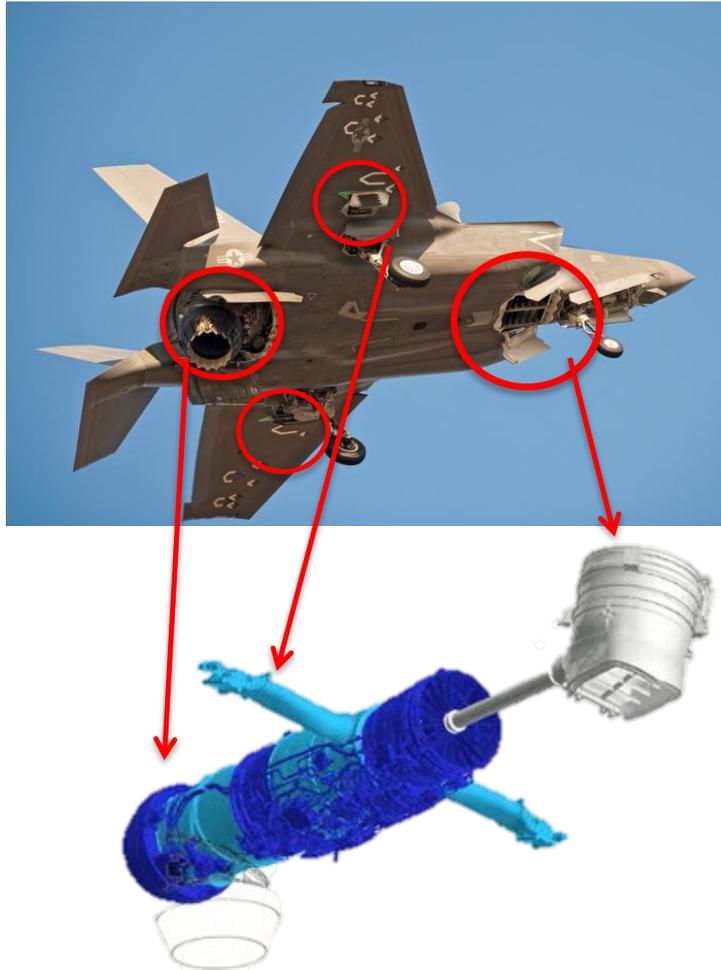


ILUSTRACIÓN 6 - UBICACIÓN DE LOS PUNTOS DE EMPUJE DEL F35B EN CONFIGURACIÓN VTOL

### 1.3.MOTIVACIÓN

---

Actualmente el mercado de las aeronaves no tripuladas se encuentra en auge, especialmente en el ámbito militar [13]. Sus numerosas ventajas hacen imposible de ignorar la transmisión de tecnología al ámbito civil donde actualmente los aviones comerciales automatizan la mayoría de sus tareas, haciendo que volar sea más seguro. [14]

Al determinar tras el primer prototipo que la autonomía de un “Cuadricóptero” resultaba insuficiente para el objetivo de la fundación de poder tener un amplio radio de acción, sin renunciar al despegue y aterrizaje vertical se prosigue con la búsqueda de un nuevo diseño [15]. Es por ello que se desea recurrir a otros modelos de aparato para cumplir el objetivo, siempre manteniendo las premisas base del diseño original: Simplicidad, Bajo coste, alta autonomía, fácil reparación y alta disponibilidad de materiales y recambios.

La Fundación de ingenieros de ICAI no han sido los primeros en darse cuenta de esta necesidad [16]. La NASA [17] actualmente se encuentra desarrollando el “GL-10 Greased Lightning” un prototipo de aeronave “Tilt-wing” [18] [19]. Este modelo cuenta con diez hélices propulsadas de forma eléctrica cuya fuente de energía proviene de un generador diésel montado a bordo [13]. Este diseño mezcla, la orientación variable de los rotores del V22 con las múltiples fuentes de sustentación del F35-B



ILUSTRACIÓN 7 - PROTOTIPO A ESCALA 1:2 DEL GL10 "GREASED LIGHTNING"

Sin embargo, tras el desarrollo del cuadricóptero, se llegó a la conclusión de que para lograr una mayor autonomía, es preferible el contar con pocas hélices [20] [21], girando a bajas revoluciones [22]. Asimismo, la idea de contar con cuatro superficies aerodinámicas móviles se torna compleja lo que va en contra de los principios de diseño del aparato: simplicidad y fácil reparación [23].

### 1.4.OBJETIVOS DEL PROYECTO

---

Por lo anteriormente expuesto, se busca un aparato de diseño robusto y simple que a la par maximice la autonomía y permita ser susceptible de un vuelo automatizado. Ya que el objetivo del proyecto no es la generación del perfil alar, se buscará una aeronave que concuerde con las

especificaciones deseadas y posteriormente, se procederá a modificar su estructura para adaptar el sistema VTOL.

Por tanto los objetivos genéricos del proyecto son:

- Elección de la aeronave

Se pretende diseñar una aeronave con los requisitos iniciales planteados para el proyecto. Entre otros se tendrán en cuenta; La capacidad para llevar carga, la rigidez de la estructura, la simplicidad y la resistencia. Los componentes se adquirirán en tiendas de aeromodelos y por internet.

- Estudio de características aerodinámicas y mecánicas

Una vez adquirida la aero-estructura, se procederá a realizar un proceso de ingeniería inversa. El modelo será digitalizado mediante un escáner 3D, ello servirá para posteriormente introducir el modelo en un software de análisis de fluidos para analizar parámetros críticos tales como la resistencia aerodinámica y la sustentación del perfil alar.

Asimismo, el modelo CAD será utilizado para basar sobre él, el mecanismo por el cual la aeronave sea capaz de recibir sustentación vertical sin necesidad de disponer de velocidad relativa de aire sobre su superficie alar.

- Diseño de sistema VTOL

Con el diseño introducido en CAD, se procederá a determinar la mejor forma de lograr el aterrizaje y despegue vertical, siempre teniendo en cuenta un bajo peso y facilidad de reparación.

- Determinación del tren de potencia

Tras obtener el modelo en CAD tanto de la aeronave como del sistema VTOL, se estará en posición de determinar de qué forma se impulsará el vehículo. Se llevará a cabo un estudio del conjunto motores-hélices que proporcione la mayor eficiencia en vuelo, optimizando de esta forma el alcance.

- Implantación y verificación del modelo

Por último se verificará todo el modelo en conjunto, tren de potencia incluido, para determinar las características de vuelo del aparato. Asimismo se verificará el diseño fabricando las piezas y, si el tiempo lo permite, se llevarán a cabo ensayos de vuelo.

## 1.5. METODOLOGÍA DEL TRABAJO

---

Ya que el diseño de un perfil aerodinámico se escapa del alcance del proyecto, se realizará un estudio de las aeronaves existentes en el mundo del aeromodelismo y se procederá a realizar una comparativa de aquellos modelos que sean susceptibles de ser convertidos a realizar un despegue vertical.

Posteriormente, se realizará un escaneado en tres dimensiones utilizando el técnicas de adquisición de puntos tridimensionales. Se buscará una técnica que proporcione una precisión suficiente para posteriormente realizar un análisis de elementos finitos para determinar la forma en la que se comportará la aeronave. La nube de puntos obtenida deberá ser tratada mediante procesos de ingeniería inversa para eliminar imperfecciones en el modelo CAD con el que se trabajará posteriormente. En caso de constar el modelo inicial de varias partes, se digitalizaran por separado, para ser posteriormente montados digitalmente, este paso a pesar de resultar algo más tedioso, permitirá avanzar más rápidamente posteriormente en el proyecto.

Tras realizar el análisis aerodinámicos, se determinará la velocidad relativa con el aire que cause menos rozamiento y se dimensionará el tren de potencia para trabajar de una forma eficiente a esa velocidad, a la par que sea capaz de proporcionar el empuje necesario para un despegue vertical. Este paso se llevará a cabo junto con el diseño del sistema de vectorizado del empuje para hacerlos compatible entre sí.

Por último se realizará una verificación física de los elementos que compondrán el modelo, mediante técnicas de prototipado rápido, o corte laser, además de utilización de técnicas tradicionales como el mecanizado convencional. Si se determina que el aparato es aeronavegable con las piezas prototipo se pasará a realizar ensayos de vuelo.



## CAPITULO 2 - DESCRIPCIÓN DE LAS TECNOLOGIAS

---

Se busca por tanto realizar un híbrido de una aeronave tradicional de vuelo horizontal, con una aeronave con ala rotatoria, es decir, un helicóptero o variante similar. Como se explicará a continuación, se puede llegar a un compromiso entre ambas soluciones que permita generar suficiente empuje en vuelo vertical como para lograr la sustentación del aparato, así como la capacidad de vectorizar el empuje para lograr una transición a vuelo horizontal. Si bien es cierto que se perderá capacidad de carga respecto a la aeronave base que se elija, el disponer de capacidad de despegue y aterrizaje sin requerir de un terreno despejado para llevar a cabo estas maniobras, otorgara una versatilidad extrema a la misión [24].

### 2.1.FUNCIONAMIENTO DE UN MULTICÓPTERO

---

Ya que se desea que la aeronave sea capaz de mantener un vuelo vertical durante una fase del vuelo, se desea que el aparato funcione como si de un multicóptero se tratase. Por ello, a pesar de la simplicidad no está de más recordar el principio de funcionamiento de un multicóptero [25] [26].

Se denomina multicóptero a cualquier aparato de ala rotativa que cuente con más de una hélice para su sustentación. Típicamente debido a su simplicidad, los multicópteros de cuatro hélices, comúnmente llamados “cuadricópteros”, han dominado este sector, pues permiten de una forma muy sencilla (mecánicamente hablando), lograr un vuelo controlado, a pesar de no ser la configuración más eficiente [27].

Los cuatro motores de un cuadricóptero, logran proporcionar cuatro grados de libertad en el control del aparato siempre y cuando no estén alineados, pues al variar la velocidad de giro de estos, se puede lograr un cambio en la sustentación, inclinando el aparato y logrando un movimiento [28].

Al ser un ala rotatoria, se requiere de un aporte de energía para mantener al aparato en el aire. Esto hace que su autonomía esté limitada por la capacidad de energía que sea capaz de almacenar las baterías. El incremento de la capacidad gravimétrica de las baterías está haciendo que estos aparatos aguanten cada vez más en el aire, sin embargo, son extremadamente ineficientes en comparación con un aeronave de ala fija.

### 2.2.FUNCIONAMIENTO DE UN PERFIL AERODINÁMICO

---

Toda aeronave más pesada que el aire (HTA) basa su funcionamiento en la capacidad de sus superficies aerodinámicas de sustentar su propio peso. El peso, es un factor fácilmente accesible una vez que se tiene un diseño inicial, sin embargo, la sustentación requiere de un análisis en profundidad.

Se define como perfil aerodinámico, aquel que al sufrir una diferencia de velocidad relativa con el aire que lo rodea produce una fuerza sobre este, ya sea en sentido ascendente (ala de un avión)), o en sentido descendente (alerón de un coche). La principal fuerza que proporciona un perfil aerodinámico es la sustentación, es decir, una fuerza en sentido perpendicular al avance, en nuestro caso esta será vertical. Esta fuerza viene acompañada de un otra fuerza no deseada, la resistencia aerodinámica.

Para poder describir el funcionamiento de un perfil aerodinámico primero se deberán establecer los términos que lo describen geoméricamente:

- Superficie de presión: Superficie inferior del perfil (Trasdós)
- Superficie de succión: Superficie superior del perfil (Extradós)
- Borde de ataque: Parte del perfil que primero entra en contacto con el aire
- Borde de salida:
- Cuerda: Línea imaginaria que conecta el borde de ataque con el borde de salida
- Curvatura media: Línea imaginaria entre el Trasdós y Extradós
- Espesor: Grosor del perfil, puede medirse en perpendicular a la cuerda, o perpendicular a la curvatura
- Ángulo de ataque: Ángulo formado entre la cuerda y el aire incidente.

Otros puntos geoméricos importantes a la hora de tratar con perfiles aerodinámicos son:

- Centro de presiones: Punto de la cuerda donde el momento neto es nulo dado un ángulo de ataque
- Centro aerodinámico: Punto de la cuerda donde el momento permanece constante independientemente del ángulo de ataque

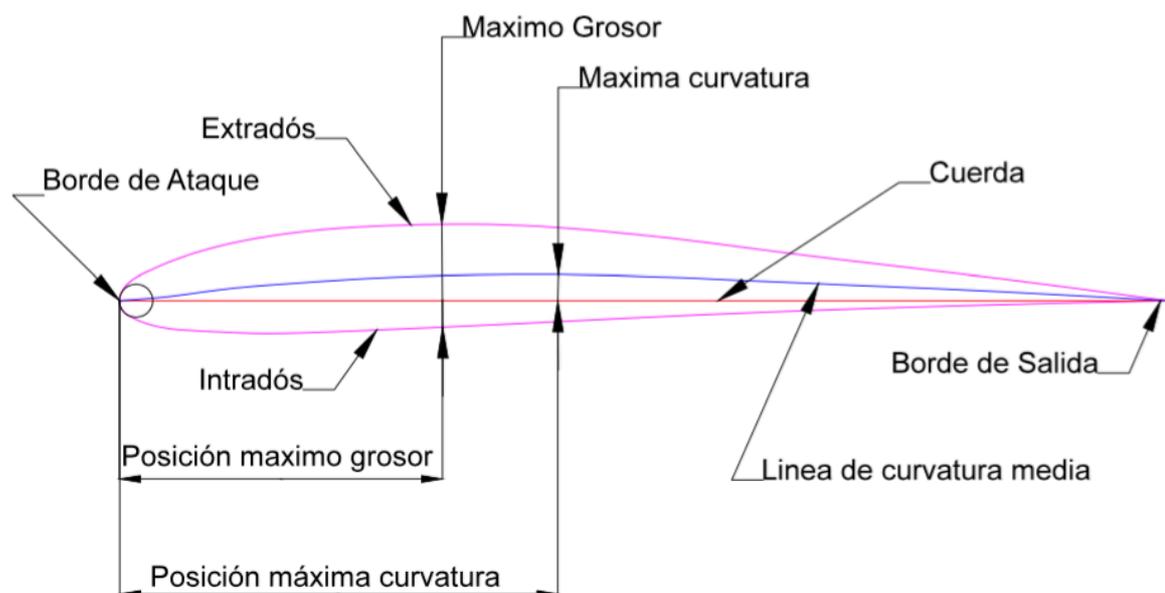


ILUSTRACIÓN 8 - NOMENCLATURA DE UN PERFIL AERODINÁMICO

Típicamente la sustentación se intenta justificar explicando que las partículas que llegan al borde de ataque han de salir al mismo momento por el borde de salida. Ya que las partículas de aire han de recorrer una mayor distancia por la parte superior que por la inferior, estas han de llevar una velocidad superior, y por tanto, esta diferencia de velocidad genera una diferencia de presiones, a su vez produciendo una fuerza en forma de sustentación. Esta explicación a pesar de ser visual, no es la única razón, pues las partículas superior e inferior no han de llegar al borde de salida en el mismo momento, pues de ser así, aviones con un perfil alar simétrico no serían capaces de volar.

La explicación correcta reside en una combinación de:

- Efecto Bernoulli: Anteriormente mencionado, la diferencia de velocidades en la parte superior e inferior del perfil, generan una diferencia de presiones
- Deflexión del flujo de aire: La tercera ley de Newton establece que si al avanzar el perfil, este ejerce una fuerza descendente sobre el aire, entonces el aire ha de ejercer una fuerza igual y opuesta sobre el perfil, generando así sustentación.

---

### 2.2.1. ALA FIJA

---

El intentar obtener de una forma analítica la sustentación producido por un perfil aerodinámico, no resulta en una tarea sencilla pues, debido a la naturaleza de los fluidos, se ha de llevar a cabo cálculo diferencial, escogiendo cuidadosamente los volúmenes de control. Es por ello, que en la práctica se utiliza la siguiente ecuación (1) simplificada para hallar la sustentación:

$$F_l = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_l \quad (1)$$

Como se puede ver, la sustentación producida por una ala, depende de la velocidad del flujo libre ( $v$ ), de la densidad del aire ( $\rho$ ), de la superficie alar ( $A$ ) y por último de un coeficiente adimensional ( $C_l$ ). Es este último coeficiente es en el que se incluyen números adimensionales tales como el número de Reynolds y el número de Mach, ambos relacionados directamente con el ángulo de ataque.

De igual forma que se ha hecho con la sustentación, se puede obtener una ecuación dependiente de un número adimensional, para la resistencia al avance:

$$F_d = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_d \quad (2)$$

Es por tanto que un perfil aerodinámico queda determinado conocidos sus coeficientes adimensionales ( $C_d$  y  $C_l$ ) para un ángulo de ataque (alfa) dado. Para describir un perfil aerodinámico pues, se utilizan las "Curvas polares" o simplemente las "Polares", donde se relaciona los coeficientes adimensionales mencionados anteriormente en función del ángulo de ataque.

Estas curvas son generadas de una forma experimental mediante túneles de viento o mediante programas de elementos finitos (CFD). Sin embargo, todos los perfiles aerodinámicos cuentan con curvas similares. Para los perfiles no simétricos, el coeficiente de sustentación es positivo para valores de ángulo de ataque negativos y aumenta proporcionalmente con el ángulo de ataque hasta que el perfil entra en pérdida, efecto producido por el desprendimiento de la capa límite.

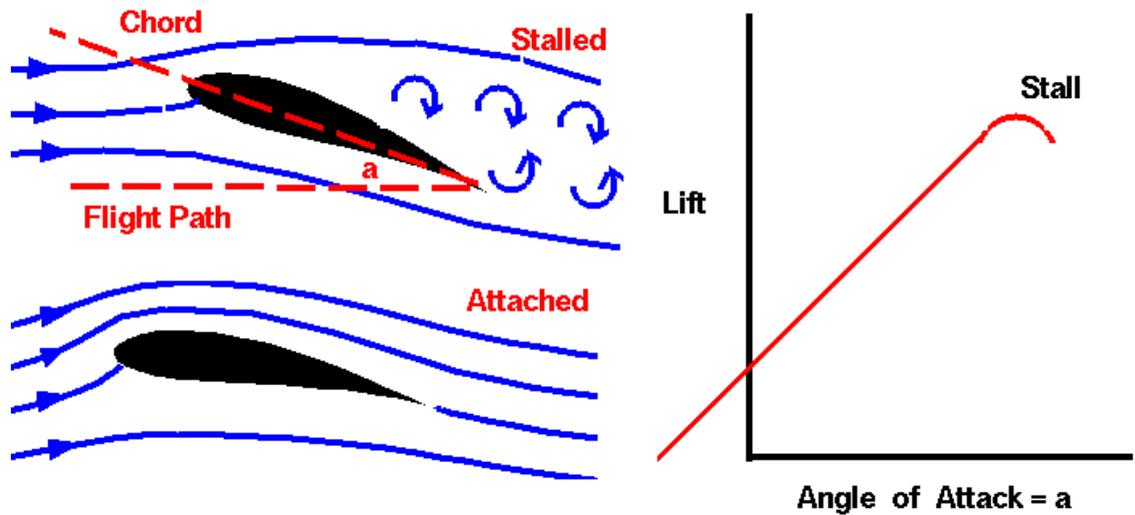


ILUSTRACIÓN 9 - POLAR CUALITATIVA DE SUSTENTACIÓN

La curva polar del coeficiente de resistencia se compone de dos efectos:

- Resistencia inducida: Resistencia producida a costa de generar sustentación mediante la deflexión de aire. Únicamente se produce en la superficie del ala. Desciende según aumenta el ángulo de ataque
- Resistencia parásita: Resistencia sufrida por cualquier objeto al moverse a través de un medio viscoso

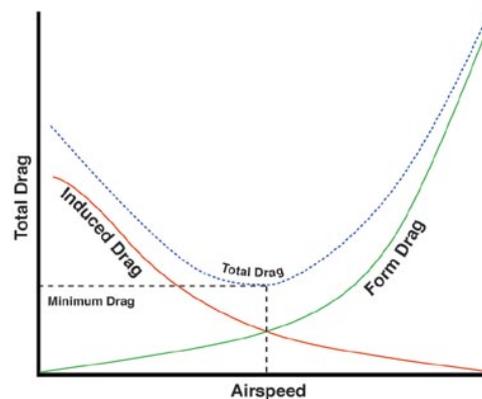


ILUSTRACIÓN 10 - FORMAS DE RESISTENCIA AERODINÁMICA

Ya que para cada valor de ángulo de ataque corresponde un coeficiente adimensional relacionado con el perfil, estos coeficientes pueden ser relacionados entre sí.

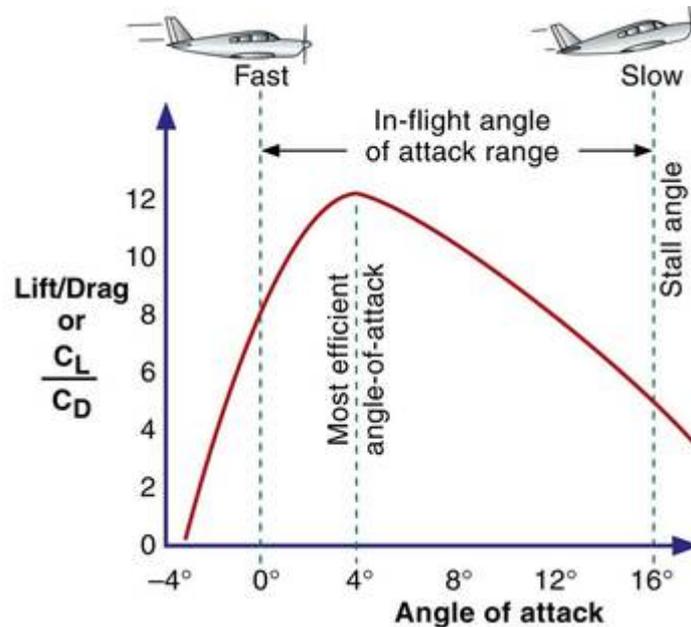


ILUSTRACIÓN 11 - GRÁFICA TÍPICA DE EFICIENCIA EN VUELO

Esta polar resulta extremadamente útil para determinar el ángulo óptimo de vuelo en el que se produce la mayor relación entre la sustentación y resistencia.

### 2.2.2. ALA ROTATORIA

La teoría explicada anteriormente, puede aplicarse de forma similar para generar sustentación moviendo de una forma rotativa el perfil aerodinámico, lo que permite generar empujes sin tener necesariamente que desplazar la aeronave a través del fluido. La velocidad lineal considerada en el aparato anterior, se sustituye por velocidad angular, y el área se sustituye por la cuarta potencia del diámetro, quedando la ecuación de la siguiente forma.

$$F_t = C_t \rho n^2 D^4 \quad (3)$$

Cabe notar, que en este caso, la fuerza se denomina fuerza propulsiva, y por ende, el coeficiente aerodinámico se denomina coeficiente de propulsión. Asimismo, los coeficientes  $C_t$  y  $C_L$ , a pesar de ser similares, no son equivalentes, pues para su obtención de manera analítica se han aplicado constantes de conversión que hacen variar su valor.

En el caso de elementos propulsivos, es importante el conocido como "Parámetro de avance". Al igual que un tornillo al girar sobre su eje, avanza de una forma proporcional a su paso, una hélice, al girar en un fluido, tiene un movimiento axial proporcional a la rotación. Al tratarse de un fluido, el movimiento no va necesariamente ligado, por lo tanto, es necesario definir esta relación mediante un parámetro para identificar esta relación

$$J = \frac{V}{n D} \quad (4)$$

Dada una velocidad de avance fija, si la velocidad angular de la hélice no es suficientemente rápida, la hélice ofrecerá resistencia al flujo (Similar a un aerogenerador), mientras que si la velocidad de la hélice aumenta, se producirá el efecto contrario, es decir, el perfil aerodinámico de la hélice tenderá a acelerar el fluido, actuando como propulsor. Es por ello, que para valor de velocidad de flujo libre se puede definir una curva para el coeficiente propulsivo. Cabe notar el caso donde la velocidad del flujo libre es nula, esta situación se denomina “Caso estático”, y es la zona donde operan principalmente los rotores de los helicópteros y demás multirotores, donde las hélices son las que proporcionan sustentación.

De la misma forma que ocurre con el resto de coeficientes, se requiere de un túnel de viento para hallar los distintos parámetros. Si bien es cierto, que se puede encontrar online ensayos realizados por aficionados, muchos no tienen en cuenta la densidad del aire o la temperatura, con lo que no resultan precisos a el nivel buscado. Es por ello, que se obtendrán los datos referentes a las hélices de la plataforma online de la universidad Urbana Champaign en Illinois [29]. Se considera la realización de los ensayos por nuestra parte, sin embargo, el alto número de hélices ensayadas, así como el no disponer de un túnel de viento, hace que esto sea imposible, obligando a confiar en los datos proporcionados.

---

### 2.3. TIPOS DE AERONAVE DE ALA FIJA

---

Conocidos los mecanismos de sustentación de perfiles aerodinámicos, se debe elegir la implementación más adecuada para el uso que se pretende dar. Ya que es difícil y costoso innovar en nuevas implementaciones, se busca el encontrar el concepto de aerestructura que resulte óptima para el propósito de la misión.

Generalmente, la solución más tradicional y por tanto, la más común, consiste en sustentar un fuselaje mediante un perfil alar. Sin embargo, esta ubicación de componentes, implica que para lograr los giros necesarios en una aeronave (Cabeceo, alabeo y guiñada), se requiere de elementos aerodinámicos adicionales. Desde el primer avión, esto tradicionalmente se ha hecho colocando planos de control ya sea delante del ala principal (canards) o detrás (estabilizadores). Esta configuración, especialmente, la última mencionada, es la que se tiene en mente cuando se habla de aeronaves. Generalmente es utilizada, pues resulta la forma más sencilla de estabilizar una aeronave. Esto es debido a que contar con una cola, proporciona un lugar óptimo sobre el cual las superficies aerodinámicas puedan ejercer el suficiente par sobre el centro de gravedad de la nave para su adecuado gobierno.

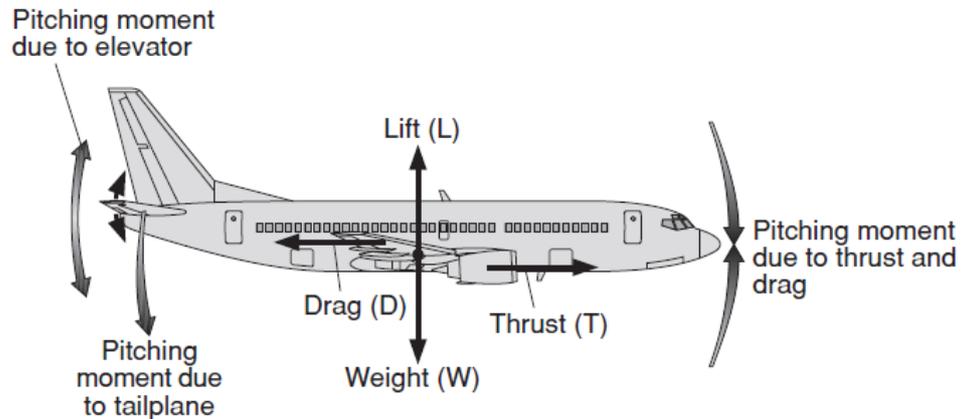


ILUSTRACIÓN 12- FUERZAS SOPORTADAS POR UNA AERONAVE TRADICIONAL

Sin embargo, las superficies de control mencionadas anteriormente, a pesar de ser extremadamente necesarias para la maniobrabilidad del vuelo, no proporcionan sustentación ninguna, añadiendo de esta forma resistencia de arrastre parásita. Por ello los primeros pioneros aeronáuticos ya experimentaron con el concepto de “ala volante”, es decir, una aeronave formada exclusivamente por un único plano de sustentación. Esta configuración prescinde por completo de un fuselaje como tal, además de no requerir planos de estabilización adicionales.

A pesar de todas las mejoras que ofrece a priori esta configuración, su adopción ha sido muy limitada, y casi exclusivamente al ámbito militar. Entre las principales razones se encuentra que debido a la configuración de los planos de control la aeronave resulta difícil de controlar e incluso puede llegar a ser inestable. Es por ello, que hasta la introducción de los ordenadores de vuelo y el control de vuelo “fly by wire” no se han popularizado estas aeronaves. El ejemplo más notable de este tipo de aparatos a escala real es el bombardero B2.



ILUSTRACIÓN 13 - BOMBARDERO B2

Cabe realizar una comparación entre las superficies de control en una aeronave tradicional, respecto a un “ala volante”. En una aeronave tradicional, existe una superficie de control dedicada a cada movimiento de la aeronave, es decir, el movimiento de cabeceo se controla mediante los timones de profundidad, el alabeo se controla mediante los alerones colocados en el ala principal y la guiñada se controla mediante el timón vertical, en la cola del aparato.

En un “ala volante”, al no existir una parte posterior, los movimientos de guiñada y cabeceo han de ser controlados mediante una combinación de acciones de los alerones. El cabeceo, al contrario que el alabeo, se controla poniendo la misma posición en ambos alerones. Por otro lado, la guiñada resulta más complicada de conseguir, por lo que existen distintos métodos:

- **Empuje diferencial:** En aeronaves con dos motores ubicados en cada lado del aparato se puede cambiar el régimen de giro de estos provocando una diferencia de fuerzas, resultando en un par sobre el centro de gravedad, causando el movimiento de guiñada. A pesar de ser efectivo, en los motores a reacción no resulta recomendable ni efectivo el cambiar constantemente el régimen de giro. Cabe notar que para que sea efectivo este método de control, los motores han de contar con la suficiente separación para que el par ejercido por cada motor influya de forma notable sobre el rumbo
- **Resistencia diferencial:** Mismo concepto que el método anterior, sin embargo se buscan métodos de generar resistencia aerodinámica en una parte de la aeronave con el objetivo de provocar la guiñada. Puede ser logrado mediante dos técnicas:
  - Spoilers: Elementos aerodinámicos desplegados que generan resistencia adicional sin cambiar el comportamiento en cabeceo y alabeo de la aeronave
  - Alerones divididos: La misma superficie utilizada para lograr el alabeo y cabeceo se puede dividir para lograr un arrastre.

Ambas técnicas requieren que la aeronave se mueva con suficiente velocidad para que se genere la resistencia parásita suficiente en el desplegado de las superficies para que se produzca el giro. Es decir, que este tipo de superficies no suelen ser efectivas en fases del vuelo donde se requiere una baja velocidad, tales como el aterrizaje o el repostaje aéreo. Además, en esta situación se genera resistencia adicional lo que merma la eficiencia aerodinámica de la aeronave.

Ambas técnicas resultan sub-óptimas a la hora de lograr un vuelo eficiente a pesar de ser perfectamente viables. Es por ello que muchas aeronaves con esta configuración han optado por la inclusión de un timón vertical.

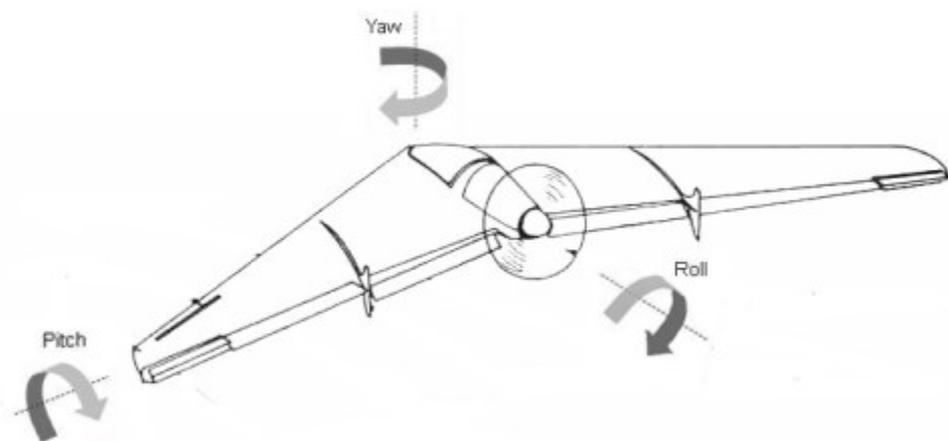


ILUSTRACIÓN 14 - MOVIMIENTOS DE UN ALA VOLANTE

Ya que en nuestro caso tratamos con motores eléctricos, el empuje diferencial es una técnica óptima, por lo que se podrá prescindir completamente cualquier superficie vertical que no resulte necesaria. Asimismo, se contará con la suficiente separación entre motores para conseguir una guiñada efectiva.

## 2.4. CONTROLES DE VUELO.

Como ya se ha visto en el apartado 1.2, existen numerosas formas de lograr una conversión entre tipos modos de vuelo. Sin embargo, realizando un cambio en la forma de vuelo requiere asimismo que la forma de controlar cambie también. Como se describe en la Tabla 1, existirá diferencia entre los controles a aplicar según en qué modo de vuelo se encuentre:

TABLA 1 - DIFERENCIA ENTRE CONTROLES DE ENTRADA EN DISTINTOS MODOS DE VUELO

Movimiento	Vuelo horizontal	Vuelo vertical
Cabeceo	Movimiento del elevador	Empuje diferencial entre motores delanteros y traseros
Alabeo	Movimiento de alerones	Empuje diferencial entre motores de lado izquierdo y derecho
Guiñada	Empuje diferencial entre motores de lado izquierdo y derecho	Empuje diferencial entre motores cruzados

Generalmente en los primeros convertiplanos, el cambio entre controles se realizaba mediante ingeniosos mecanismos. Sin embargo tras la llegada de los controles electrónicos, se puede establecer una “ley de control” que determine mediante ecuaciones el grado de libertad que ha de actuarse para lograr el movimiento deseado. Como resulta lógico, las acciones realizadas por los actuadores dependen de una forma directa de la entrada que proporcione el piloto, y la posición de giro de los motores (posición de vuelo horizontal o vertical).

Sin embargo, ya que se pueden producir posiciones transitorias en las cuales se quiere seguir manteniendo control sobre la aeronave, es crucial que el control tenga en cuenta la velocidad relativa del aire de tal forma que pueda aplicar el movimiento más adecuado en cada caso.

Para la aeronave diseñada, los grados de libertad son los siguientes:

- Velocidad de rotación de los motores (4 grados de libertad)
- Posición de motores; de horizontal a vertical (1 grado de libertad)
- Elevones: Posición de las dos superficies de control (2 grados de libertad)

Según el tipo de vuelo, estos grados de libertad pueden afectar al vuelo, o pueden resultar totalmente superfluos. Si no existe una velocidad relativa del perfil alar respecto al aire, los elevones resultan inútiles. Es decir, en modos de vuelo verticales o en el comienzo de la transición, únicamente se cuenta con cuatro grados de libertad, siendo estos la velocidad de rotación de los motores. Sin embargo, en modo de vuelo horizontal, los motores se establecen en una posición coaxial por lo que se pierden dos grados de libertad, quedando otra vez en 4 grados de libertad

efectivos. El modo de transición es el único que cuenta con los 6 grados de libertad, siendo la efectividad de dos de ellos altamente dependientes respecto a la velocidad relativa del aire.

Mientras que los movimientos que se quiere lograr en cualquier fase de vuelo son los ya comentados anteriormente y se recuerdan a continuación

- Alabeo (Roll)
- Cabeceo (Pitch)
- Guiñada (Yaw)

Asimismo, cabe recordar que los movimientos de alabeo y cabeceo en modo de vuelo vertical generan un desplazamiento en el plano horizontal. Por tanto el control del aparato se puede distinguir en tres fases, cada una de ellas con una ley de vuelo distinta, directamente dependiente tanto de la posición de los motores como de la velocidad relativa del aire.

Estos movimientos asimismo se encuentran vinculados de forma directa con los tres grados de libertad restantes, es decir, los movimientos, como se describe en la Tabla 2

TABLA 2 - RELACIÓN ENTRE GIROS Y DESPLAZAMIENTOS SEGÚN TIPO DE VUELO

	Vuelo Horizontal	Vuelo Vertical
Alabeo	Viraje	Desplazamiento lateral
Cabeceo	Cambio de altitud	Desplazamiento frontal
Guiñada	Viraje paralelo a tierra	

Para cualquier movimiento en el espacio, la ecuación que relaciona los giros con las fuerzas aplicadas alrededor de su centro de gravedad resulta en :

$$\tau = I_{cm} \cdot \alpha + \omega \times I_{cm} \cdot \omega \quad (5)$$

Nótese que la aeronave se considera simétrica tanto en los planos XZ e XY. Al ser ecuaciones vectoriales, se pueden descomponer como

$$\begin{pmatrix} \tau_{roll} \\ \tau_{pitch} \\ \tau_{yaw} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_{roll} \\ \alpha_{pitch} \\ \alpha_{yaw} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \omega_{roll} \\ \omega_{pitch} \\ \omega_{yaw} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_{roll} \\ \omega_{pitch} \\ \omega_{yaw} \end{pmatrix} \quad (6)$$

Por tanto, ya que se podrán extraer los momentos de inercia del archivo de diseño tridimensional, solo queda definir los pares que actúan sobre la aeronave. Vuelo horizontal

Se considera vuelo horizontal, aquel vuelo donde los ejes de los motores están situados en dirección paralela al eje de alabeo del aparato y la velocidad relativa con el aire es la suficiente para lograr sustentación. En ese caso:

$$\tau_{roll} = (F \cdot Izq + F \cdot Dcha) \cdot De_y \quad (7)$$

$$\tau_{pitch} = (F \cdot Izq + F \cdot Dcha) \cdot De_x \quad (8)$$

$$\tau_{yaw} = (F1 + F2 - F3 - F4) \cdot De_y \quad (9)$$

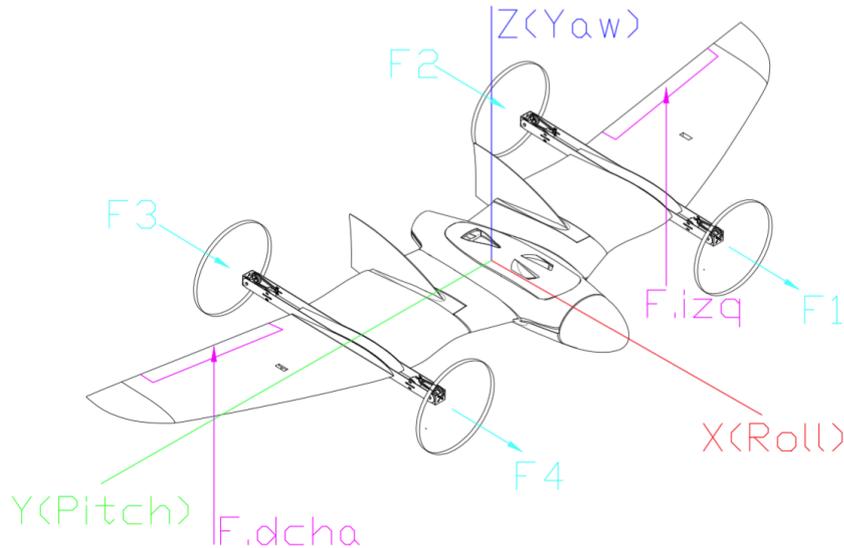


ILUSTRACIÓN 15 - ESQUEMA DE FUERZAS EN VUELO HORIZONTAL

Cabe notar que como ya se ha visto en el apartado 2.2.2, ya que el empuje que generan las hélices es dependiente de la velocidad del aire libre, la autoridad en guiñada se ve disminuida según aumente la velocidad de crucero. Por fortuna, el movimiento de alabeo produce en sí mismo un cambio en la dirección de vuelo, por lo que la aeronave permanece controlada en todo momento.

#### 2.4.1. VUELO VERTICAL

En vuelo vertical, se considera el funcionamiento como si de un quadricoptero se tratase, por tanto las ecuaciones del par resultan:

$$\tau_{roll} = (F3 + F4 - F1 - F2) \cdot (Dm_y) \quad (10)$$

$$\tau_{pitch} = (F1 + F4 - F3 - F2) \cdot (Dm_x) \quad (11)$$

$$\tau_{yaw} = J1 + J3 - J2 - J4 \quad (12)$$

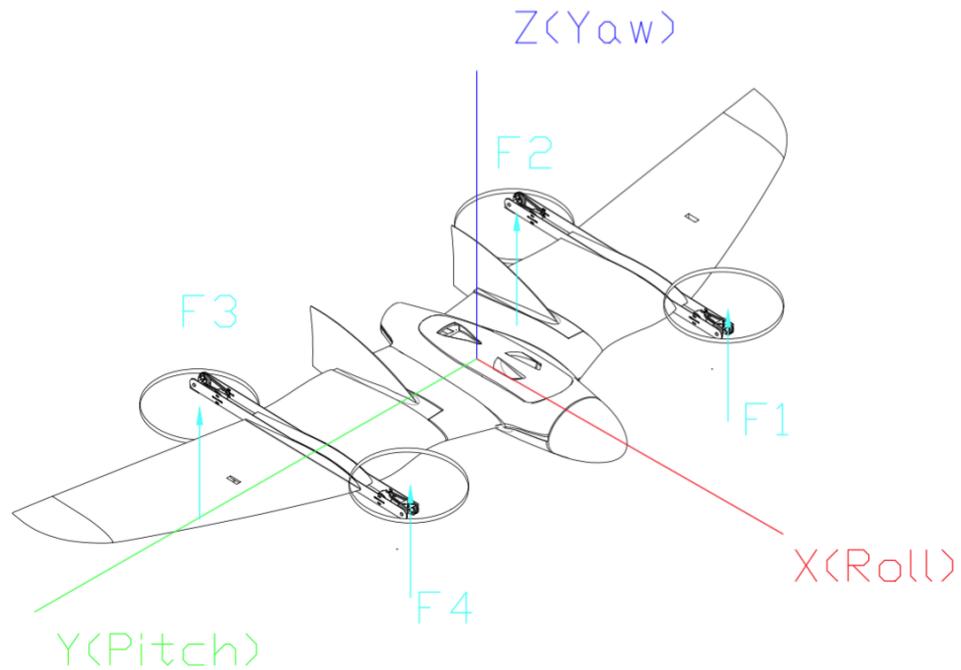


ILUSTRACIÓN 16 - ESQUEMA DE FUERZAS EN MODO DE VUELO VERTICAL

Cabe destacar, que en esta situación, los movimientos provocados por los elevones no tienen efecto alguno sobre el aparato. Asimismo, a pesar de poder hacer avanzar el aparato con un movimiento de cabeceo, para evitar posibles perturbaciones debido al viento, se recomienda utilizar un vuelo de transición para presentar la menor superficie resistente posible al aire incidente

#### 2.4.2. VUELO DE TRANSICIÓN

Esta fase resulta la más complicada y menos estudiada pues es la parte innovadora del proyecto. Por ello, las ecuaciones que se proponen a continuación resultan en una forma de lograr el control pero no la única.

$$\tau_{roll} = (F \cdot D_{cha} + F \cdot I_{zq}) \cdot (D_{e_y}) + (F3 + F4 - F2 - F1) \cdot \sin(\theta) \cdot Dm_y + (J1 + J3 - J2 - J4) \cdot \cos(\theta) \quad (13)$$

$$\tau_{pitch} = (F \cdot D_{cha} + F \cdot I_{zq}) \cdot (D_{e_x}) + (F3 + F4 - F2 - F1) \cdot \sin(\theta) \cdot Dm_x \quad (14)$$

$$\tau_{yaw} = (J1 + J3 - J2 - J4) \cdot \sin(\theta) + (F3 + F4 - F2 - F1) \cdot \cos(\theta) \cdot Dm_x \quad (15)$$

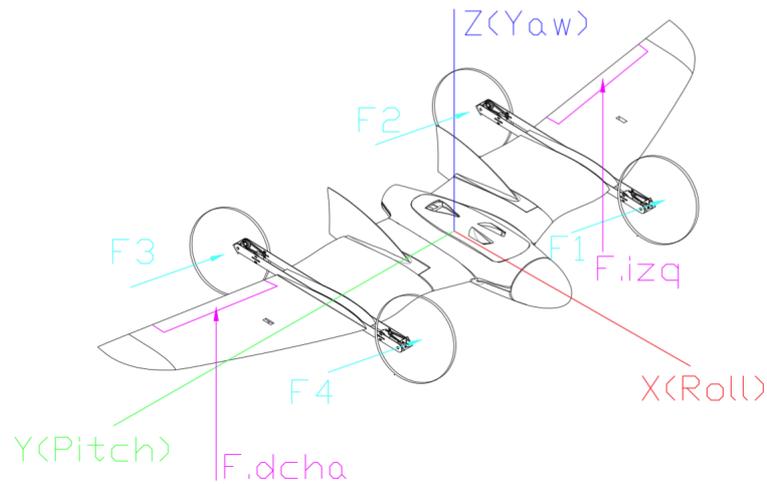


ILUSTRACIÓN 17 - ESQUEMA DE FUERZAS EN VUELO DE TRANSICIÓN

Como puede observarse, en el vuelo de transición los ángulos de libertad resultan fuertemente acoplados y dependientes del ángulo de giro  $\Theta$  resultando en una alta complejidad. Es por ello, que en paralelo, se desarrolla otro proyecto, exclusivamente dedicado al control en transición de la aeronave [30] [31] [32] [33].

## 2.5.ELECCIÓN DE LA AERONAVE

Para la elección de la aeronave, se utilizará una matriz centesimal ascendente, es decir, se valoraran en una escala de 0 a 1 cada atributo en comparación a cada uno con el resto. Posteriormente, se suman las importancias relativas obtenidas por cada atributo, lo que proporcionará una visión absoluta de la importancia de cada atributo. Posteriormente, se valorarán los modelos de aeroestructuras disponibles asignando una valoración a cada atributo y posteriormente haciendo una media ponderada respecto a las importancias de los atributos otorgadas previamente.

Ya que el objeto de este proyecto no es el diseño de una aeronave en sí misma, se busca encontrar una aeroestructura susceptible de ser modificada. Para ello, primero se han de establecer los criterios que ha de cumplir el modelo elegido. Los principales atributos que ha de cumplir un producto son:

- Coste
- Apariencia
- Versatilidad
- Fiabilidad
- Seguridad
- Funcionalidad
- Calidad

Sin embargo, se considera que para la correcta valoración de las posibles opciones se requiere añadir ciertos atributos adicionales, que se definen a continuación:

- Reparabilidad: Capacidad de ser reparado
- Capacidad de carga: Capacidad tanto de volumen como de peso para portar una carga de pago
- Simplicidad: Capacidad de estar realizado por piezas sencillas
- Transportabilidad: Capacidad de ser transportado de forma cómoda
- Durabilidad: Capacidad de resistir al maltrato y condiciones hostiles
- Disponibilidad: Capacidad de estar disponible cuando se necesite
- Prestaciones: Capacidad de contar con una alta velocidad de crucero
- Maniobrabilidad: Capacidad de ser manejable en vuelo.

Entre los atributos mencionados, se realiza una matriz centesimal de elección de atributos donde se comparan los distintos atributos entre sí, para determinar la importancia relativa entre ellos. La importancia relativa se determina en función de los requisitos de diseño

TABLA 3 - VALORACIÓN DE ATRIBUTOS TRAS REALIZAR LA MATRIZ CENTESIMAL

Atributos	Capacidad
Fiabilidad	0,1041
Reparabilidad	0,1041
Durabilidad	0,1041
Transportabilidad	0,0841
Funcionalidad	0,0685
Capacidad de Carga	0,0560
Seguridad	0,0560
Calidad	0,0458
Simplicidad	0,0374
Versatilidad	0,0374
Maniobrabilidad	0,0240
Prestaciones	0,0140
Apariencia	0,0062
Disponibilidad	0,0062
<b>Total general</b>	<b>0,7478</b>

Una vez valorado de forma subjetiva los atributos, se establece su función de coste y su puntuación absoluta en el conjunto. Como se muestra en la Tabla 3 la fiabilidad es el principal factor que afectará a la elección de la aeronave base, junto a la durabilidad, y la reparabilidad, mientras que otros atributos se consideran prácticamente superfluos, tales como la disponibilidad, la apariencia y las prestaciones.

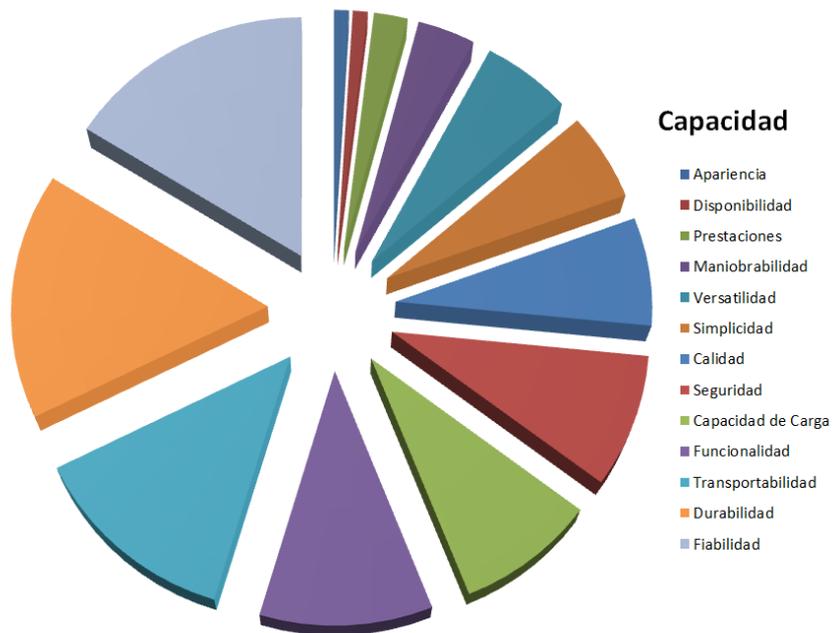


ILUSTRACIÓN 18 - GRÁFICO DE TARTA CON LAS CAPACIDADES DEL PRODUCTO (ORDENADOS DE MENOR A MAYOR)

### 2.5.1. MODELOS PROPUESTOS

Únicamente se propondrán modelos que concuerden con la descripción que se busca, como se ha mencionado en el apartado 2.3, pues como se ha determinado, las “alas volantes” por su diseño inherente, cuentan con una mayor eficiencia en vuelo al no contar con elementos aerodinámicos que proporcionan resistencia al avance. Otras aeroestructuras que se han considerado en caso de no encontrar una solución han sido principalmente modelos preparados para el FPV, es decir, vuelo en primera persona. Estas aeronaves están preparadas para llevar equipo de transmisión de imágenes a tiempo real, por lo que cuentan con espacio suficiente en la bodega para el transporte de carga y asimismo las altas envergaduras les proporcionan una gran estabilidad.



ILUSTRACIÓN 19 - MODELO TÍPICO DE AERONAVE CONVENCIONAL PARA EL VUELO EN PRIMERA PERSONA

Entre los factores que limitan la búsqueda se encuentran; envergadura entre uno y dos metros, pues de menor tamaño se considera que no serán capaces de portar una carga de pago útil mientras que de mayor tamaño, no se consideran prácticas a nivel de su manipulación para el traslado en otros vehículos. Asimismo, se busca que se encuentren disponibles en el momento de realizar la elección, pues de no estarlo se pueden producir grandes retrasos en el proyecto.

Para ello se acude a los principales suministradores de aeromodelismo, y se realiza una comparativa entre los modelos seleccionados (Anexo A). Se le asigna una puntuación del uno al diez para cada atributo de los mencionados en el apartado anterior. Entre los modelos más valorados se encuentran:

- Skywalker X8: Modelo distribuido por Hobbyking. Especialmente dedicado para equipos de vuelo en primera persona y para ser equipado con electrónica para realizar vuelos de forma autónoma. Cuenta con una envergadura algo superior a los dos metros (2120mm) y cuenta con una gran bahía de carga. Las alas se dividen del cuerpo principal en su raíz para el transporte.

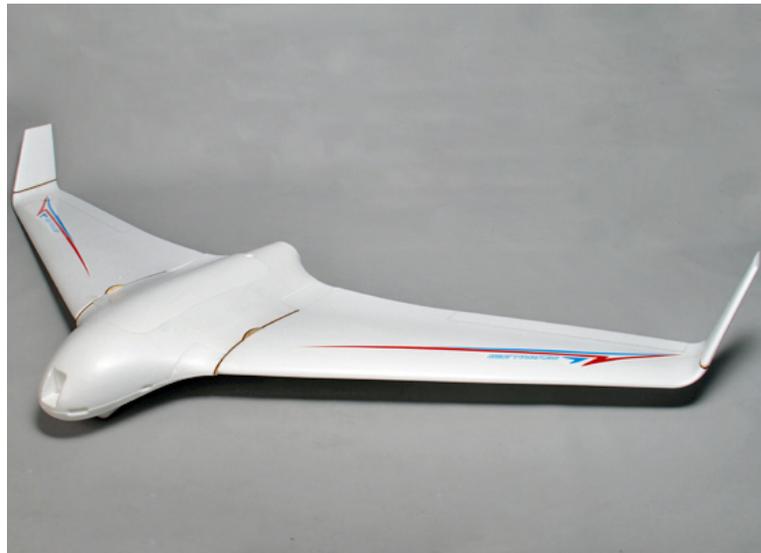


ILUSTRACIÓN 20 - SKYWALKER X8

- RVJET: Ala volante fabricada por la compañía "Range video". Diseñada como una estructura modular de alto rendimiento para el vuelo en primera persona. Cuenta con dos posibles envergaduras añadiendo una sección intermedia en el ala. Asimismo, el morro, puede ser substituido de la espuma de alta densidad por una cúpula en el que llevar una cámara de reconocimiento.

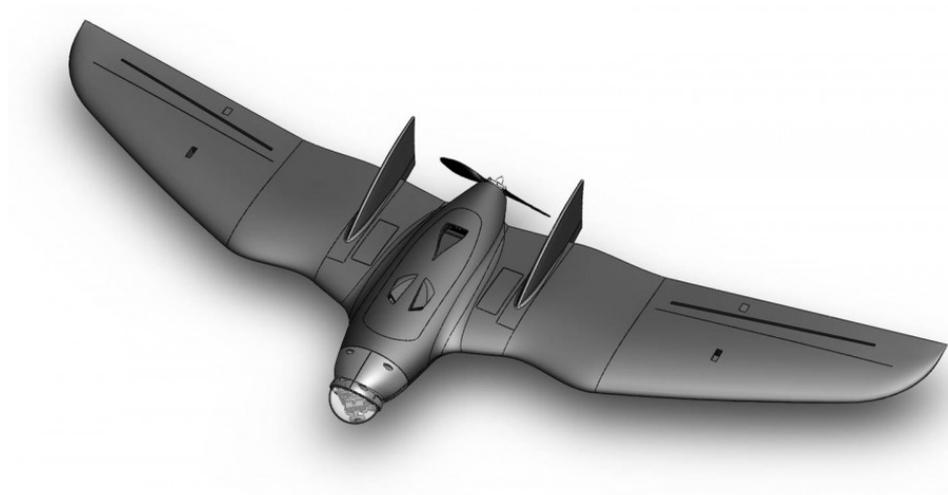


ILUSTRACIÓN 21 - RVJET

Ambos modelos cuentan con una puntuación similar en la elección de atributos, sin embargo, el segundo modelo cuenta con características que lo hacen muy atractivo a la hora de modificar la aeroestructura. En ambos modelos, las alas son desmontables en el encastre alar para un mejor transporte. Sin embargo, el RV JET permite añadir una sección intermedia en esa ubicación donde al ser desmontable crea una división natural muy susceptible a ser modificada para realizar las modificaciones propulsivas y a la incorporación de equipos y mecanismos que no habrían encontrado un lugar natural dentro del fuselaje.



## CAPITULO 3 - PROCESO DE INGENIERIA INVERSA

Una vez elegida la aerestructura, se deben determinar las características de vuelo, tanto para determinar los requerimientos propulsivos como para establecer la envolvente de vuelo y evitar posibles situaciones que lleven a una pérdida de control. Es necesario contar también con geometría digital para conocer de una forma precisa dimensiones y geometrías necesarias para el modelado de los sistemas.

### 3.1.DESCRIPCIÓN DE LAS TECNOLOGIAS

Debido a la complejidad de la geometría a capturar, se descartan todo tipo de mediciones manuales, así como métodos basados en el seccionamiento del modelo físico para el modelado.

Entre los métodos disponibles se busca aquel que proporcione una alta precisión en la superficie, sin dejar de lado la velocidad del proceso. Ya que el modelo a escanear es de un material que puede deformarse al entrar en contacto con elementos de medición, se busca un método sin contacto, por lo que las soluciones ópticas resultan idóneas.

En la Ilustración 22, se desglosan las distintas tecnologías ópticas, distinguiendo su naturaleza. Los sistemas pasivos se basan en la toma de imágenes del modelo desde distintos ángulos lo que tras un posterior análisis, en muchos casos requiere que el usuario trate las imágenes para lograr el correcto modelado. En todas las variantes pasivas, la nitidez y precisión del resultado final, dependen en gran medida de la calidad y resolución de las imágenes de partida. Si bien es cierto, que no proporcionan resultados tan precisos como aquellos procedimientos basados en métodos activos, estos proporcionan otras ventajas tales como la captura de componentes estéticos tales como colores o texturas visuales.

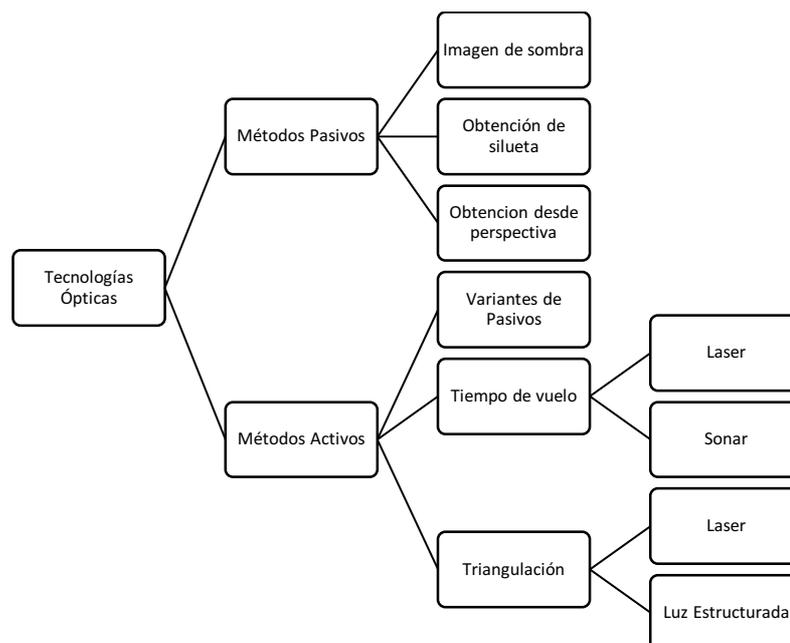


ILUSTRACIÓN 22 - TECNOLOGÍAS DE ADQUISICIÓN DE GEOMETRIA TRIDIMENSIONAL

Entre los métodos de captura activos, se encuentran variantes de los pasivos anteriormente mencionados, métodos que mejoran la precisión iluminando activamente el modelo desde puntos controlados, estos, a pesar de mejorar el resultado final, siguen en clara desventaja respecto al resto de soluciones.

Los métodos basados en tiempo de vuelo, basan su funcionamiento en el envío de una señal, ya sea en forma de impulso acústico (sonar) o electromagnético (laser), midiendo el tiempo que tarda la señal en volver desde que ha sido emitida y conociendo su velocidad, se puede determinar la distancia al objeto. Por tanto, si el emisor conoce su posición, puede conocer la distancia de los puntos que tiene a su vista. El método basado en el sonar es adecuado para grandes superficies de terreno ya que cuenta con una precisión del orden de centímetros, y el láser, a pesar de contar con precisiones milimétricas, tienen distancias de medida mínimas en el orden de metros, por lo que ambos se escapan a la aplicación tratada.

Por último quedan los métodos activos basados en la triangulación, siendo las tecnologías más accesibles la luz estructurada y el haz laser, ninguna de ellas capaz de capturar colores. El primero basa su funcionamiento en la proyección de patrones de luz sobre el objeto y capturando la geometría resultante de los patrones inicialmente emitidos. En base a ello, el software permite reconstruir el objeto que al iluminarse con la luz emitida permite obtener el resultado capturado. La emisión de distintos patrones permite diferenciar resultados ambiguos y permite determinar las dimensiones del objeto pues la óptica se encuentra calibrada. La precisión de la tecnología depende en gran medida de la resolución de la imagen capturada y la máxima resolución posible al generar el patrón emitido. Resulta en una técnica extremadamente rápida y precisa, pues en equipos de alto rendimiento puede llegar a la micra. Sin embargo, el equipo accesible no cuenta con el tamaño necesario para la captura de una pieza completa por lo que queda descartado.

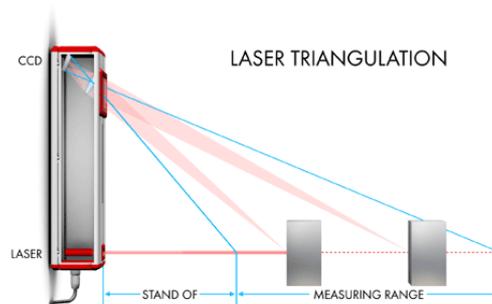


ILUSTRACIÓN 23 - ESQUEMA DE TRIANGULACIÓN LASER

Por último los equipos basados en triangulación láser, emiten un haz lineal de forma angular al objetivo focal, de tal forma, que dependiendo de la posición y la forma del haz en la figura puede conocerse el perfil y la distancia relativa desde el emisor hasta la superficie medida. Mediante un brazo de posición se puede conocer las seis coordenadas de posición y orientación permitiendo determinar la geometría final. El equipo accesible (faro scanArm V2) cuenta con una resolución de medida de 50 micras y una velocidad de captura de 640 puntos por línea a una velocidad de 30 mediciones por segundo, lo que supone una velocidad de adquisición de 19200 puntos por segundo. Esta es pues la solución más adecuada para la captura de la geometría.



ILUSTRACIÓN 24 - BRAZO ESCANER FARO "SCANARM"

El proceso, de forma generalizada, que se sigue para todos los métodos es similar, consiste en una adquisición de puntos, un procesamiento y la generación de la geometría final. El brazo de medición que se utilizara en nuestro caso, proporciona una nube de puntos en un espacio tridimensional, siempre relacionada con la base fija del brazo. Es por ello, que al cambiar la orientación de la pieza a digitalizar, se requiere de identificar ciertos marcadores para poder posteriormente unir ambas orientaciones de la pieza en una única nube de puntos que conforme la pieza final. Estos marcadores no han de ser dianas específicas, si no que pueden ser características geométricas de la pieza, tal como aristas, o imperfecciones superficiales. Posteriormente se utilizan herramientas de software capaces de eliminar ruido de medida y puntos redundantes, logrando así un suavizado de la malla así como un archivo de menor tamaño más fácil de procesar por la computadora. Por último, cabe asegurarse que la geometría capturada es completa y envuelve toda la geometría de la pieza, de no ser así se requiere de escaneados adicionales.

### 3.2.PROCESO DE ADQUISICIÓN

---

Determinada la tecnología a utilizar, se procede a la captura de geometría. A priori para el ahorro de tiempo se plantea el escaneo del modelo montado, de tal forma que simplifique el proceso de captura, sin embargo, a pesar del trabajo añadido, el realizar pieza a pieza proporciona una mejor calidad del modelo final, a la par que permitirá en futuras fases del proyecto realizar modificaciones más extensas en un futuro.

El procedimiento a seguir consiste en ubicar la pieza a capturar de la forma que permita obtener la mayor información de la superficie sin tener que moverla. Esto facilita posteriormente el ensamblado de la nube de puntos y mejora la precisión. Generalmente, para piezas de una baja complejidad, es suficiente con realizar dos procesos de captura de puntos para replicar la pieza por completo, mientras que para piezas de alta complejidad se realizan varias capturas generales, y posteriormente se realizan capturas de los elementos más complejos en detalle, colocando la pieza en una posición más cómoda de trabajo.

En todas las capturas realizadas es extremadamente importante capturar elementos geométricos característicos que puedan ser identificados en distintas nubes de puntos, pues son necesarios para la composición final de la pieza

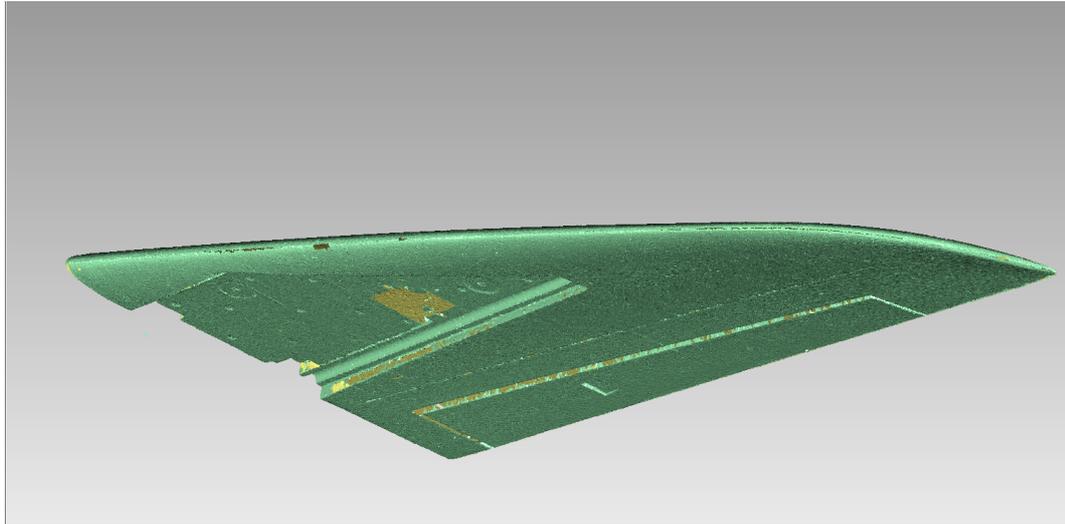


ILUSTRACIÓN 25 - NUBE DE PUNTOS CAPTURADA Y ALINEADA

### 3.3. TRATADO DE LA NUBE DE PUNTOS

---

Debido a la naturaleza de la tecnología utilizada, la efectividad de los materiales afecta a la precisión de los puntos capturados, induciendo ruido de medida. Este ruido de medida, se muestra en la superficie como rugosidad. Si bien es cierto que, como se verá más adelante, la superficie final no dependerá de la superficie capturada, para la obtención de la geometría base, es importante contar con una superficie uniforme. Para el tratado de la nube de puntos se utiliza Geomagic Studio, pues permite sus algoritmos, permiten no solo realizar la composición final de las nubes de puntos obtenidas, si no que permite eliminar ruido de medición sin afectar a la geometría de la pieza.

Como se ha mencionado anteriormente, para realizar la composición final de la nube de puntos que conforma la pieza, es necesario que las nubes de puntos cuenten con puntos similares, pues el software, para cuadrar dos nubes de puntos de una misma pieza, requiere que el usuario introduzca de forma aproximada tres puntos en común de ambas nubes de puntos, para posteriormente iterar las posiciones hasta lograr la mejor coincidencia.

Como es de esperar, una vez unidas las nubes de puntos, existen numerosas zonas donde existe un solape en las nubes de puntos debido a la necesidad de solapar zonas y puntos característicos. Este solape no solo hace que la nube de puntos tenga un tamaño mayor, si no que añade rugosidad a la ya comentada anteriormente. Es por ello, que primero se utiliza primero la herramienta que elimina el ruido de medida y posteriormente la herramienta de diezmado de puntos, dejando la nube de puntos final en aproximadamente un diez por ciento de la superficie inicial. Cabe destacar que estas herramientas son “inteligentes” en la medida que son capaces de respetar una mayor densidad de puntos en zonas geométricas complejas.

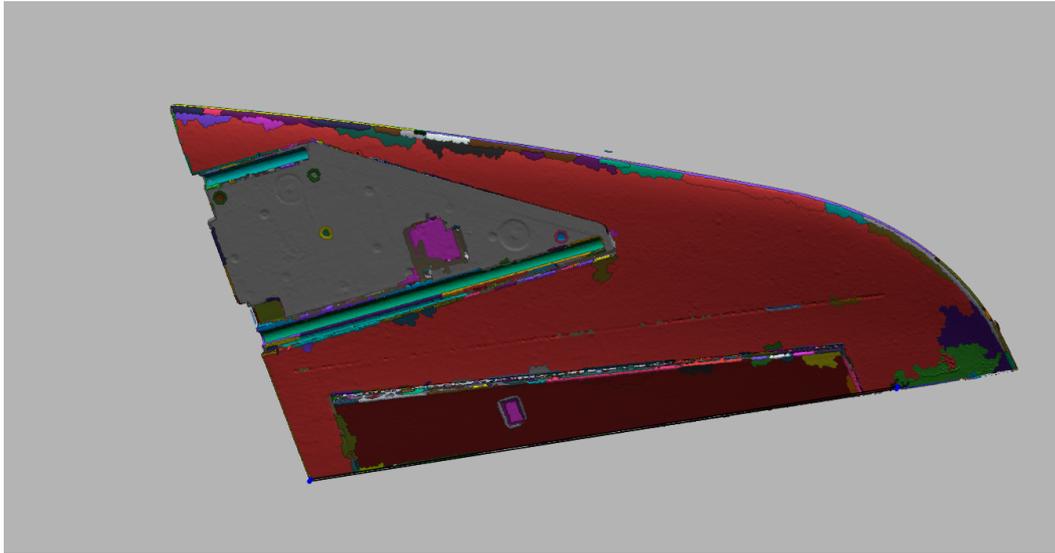


ILUSTRACIÓN 26 - IDENTIFICACIÓN DE GEOMETRÍA MEDIANTE DESIGN X

### 3.4. CONVERSIÓN A GEOMETRÍA PARAMÉTRICA

Llegados a este punto, se podría terminar el proceso simplemente asegurándose que se cuenta con una malla de puntos cerrada. Sin embargo, la conversión a geometría paramétrica permitirá la modificación de la geometría a largo plazo. Asimismo, simplificará las posteriores operaciones de diseño así como el análisis aerodinámico del modelo.

Una vez obtenida una malla de puntos precisa y lo suficientemente completa, podría generarse una superficie para ser replicada, sin embargo, para el desarrollo del proyecto, se considera necesario la parametrización de la superficie, pues se requiere de analizar las características aerodinámicas del ala. Asimismo, las superficies paramétricas nos permitirán generar piezas auxiliares tales como refuerzos o moldes para posteriores partes.

Para la generación de superficies paramétricas, se pasa a utilizar el software Geomagic Design X. Este software se encuentra a medio camino entre un software CAD, y un software de tratado de mallas de puntos, pues permite la construcción de geometría apoyándose sobre la nube de puntos capturada.

Por tanto, para la reconstrucción de la geometría base, se parte, permitiendo al software realizar un análisis de la superficies de la pieza. Los algoritmos del programa son capaces de dividir los puntos capturados, en geometrías sencillas tales como cilindros, planos y cajeados, sin embargo no es capaz de identificar superficies complejas como pueden ser el borde de ataque, la superficie de presión o la de succión.

Por tanto, para replicar superficies complejas, se parte de seccionar el modelo mediante planos perpendiculares a las superficies a estas. Como ejemplo, para la superficie alar, se conoce que el perfil aerodinámico ha de permanecer constante a lo largo el ala, por tanto, los planos de corte se ubicaran de forma paralela al eje del avión.

El número de planos de corte queda completamente libre y a elección del usuario. Cabe notar que un mayor número de planos de corte proporcionará una mayor precisión en la replicación digital de la superficie. Sin embargo se deberá llegar a un compromiso entre tiempo de ejecución y precisión final.

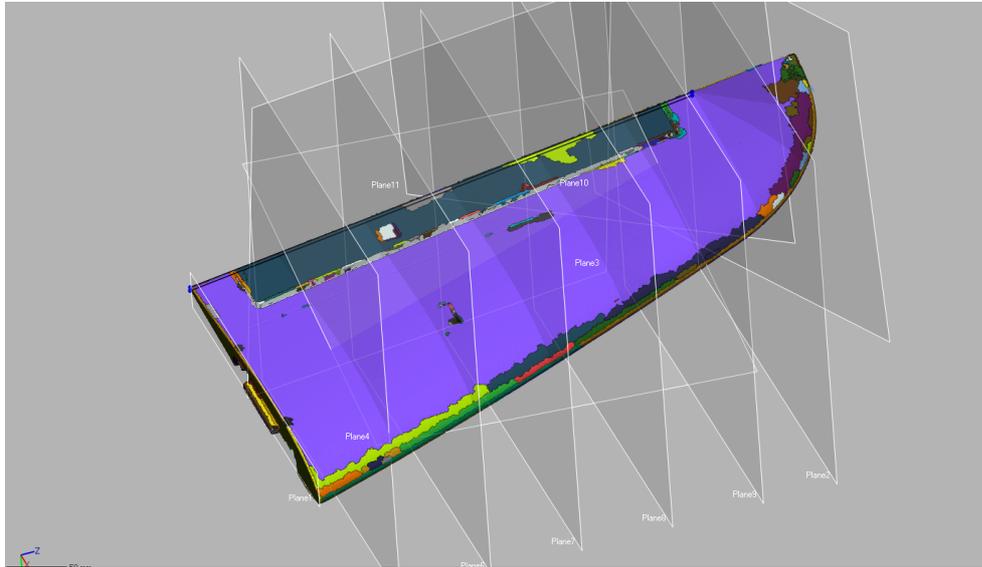


ILUSTRACIÓN 27 - PLANOS DE CORTE PARA LA GENERACIÓN DE GEMETRIA PARAMETRICA

Una vez establecidos los planos de corte, el software permite apoyar una curva sobre la intersección entre el plano y la nube de puntos. Por tanto, se calca el perfil aerodinámico para la primera curva, y se escala para los demás perfiles, siempre manteniendo la relación de aspecto, asegurando que el perfil es coincidente con el borde de ataque y el borde de salida dibujado previamente. Para el extremo del ala, se generan planos angulares para mantener la forma más fiel posible en el modelo paramétrico. Las superficies alares son aquellas críticas para el análisis de la sustentación de la aeronave. Para ello, se extrae el perfil alar de uno de los planos intermedios generados. El perfil escalado y rotado (washout) coincide con el resto perfiles en los planos de corte por lo que se comprueba en esta operación que el perfil alar se mantiene en todo el ala, crucial para el posterior análisis aerodinámico.

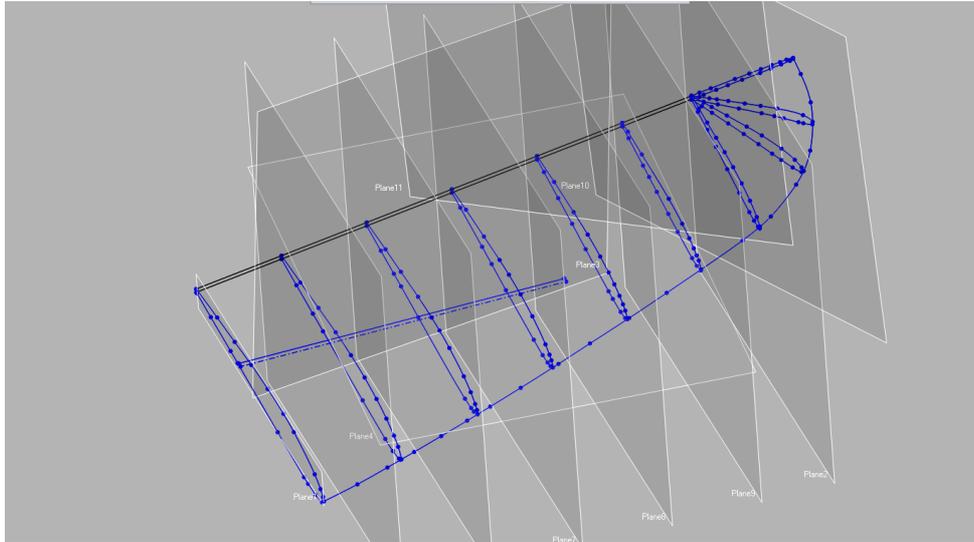


ILUSTRACIÓN 28 - SECCIONES DE ALA EXTRAIDAS DE LA NUBE DE PUNTOS

Una vez formado los bocetos, se crea un sólido multi-sección que atraviese todos los perfiles generados y tiene como curvas guías tiene el borde de ataque y el borde de salida. De esta forma queda una superficie continua que imita de una forma fiel a la realidad. Posteriormente, se realizan los cortes y vaciados característicos de cada pieza, mucho más simples pues no son superficies aerodinámicas

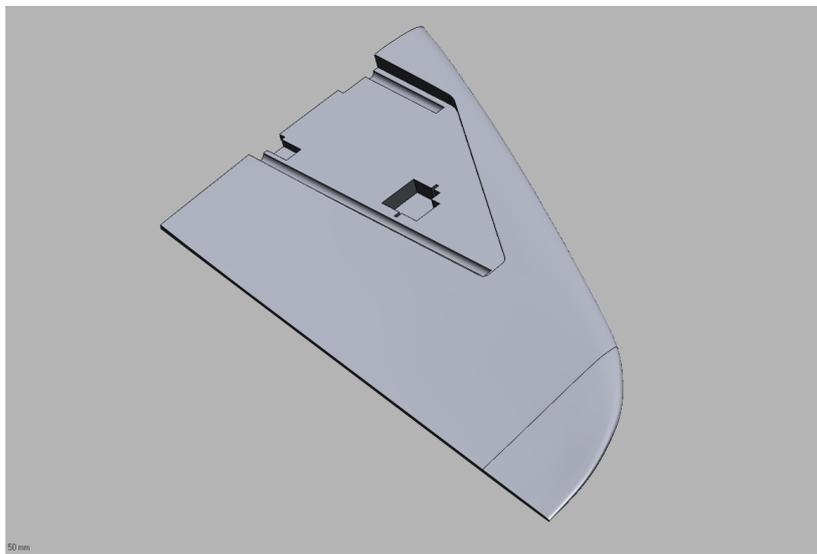


ILUSTRACIÓN 29 - GEOMETRIA PARAMETRICA FINAL

Una vez terminada la pieza se puede comprobar la fidelidad del modelo final mediante el mismo paquete de diseño, donde típicamente las desviaciones no alcanzan las dos décimas de milímetro en el peor de los casos. Cuando el modelo es validado, se puede pasar la geometría creada a nuestro paquete CAD mediante comandos, lo que replica el modelo paramétrico en SolidWorks como si se hubiera creado desde el comienzo en él.

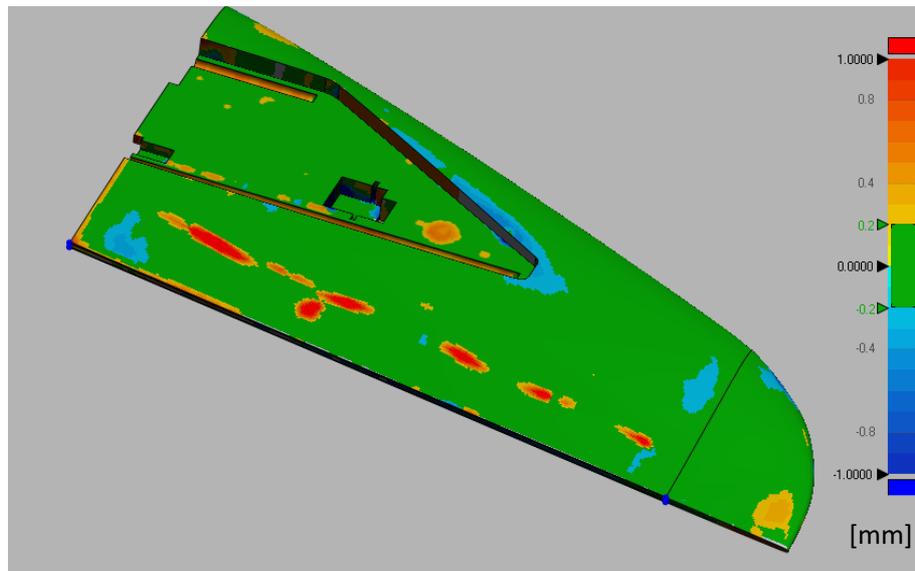


ILUSTRACIÓN 30 - DESVIACIONES ENTRE LA SUPERFICIE CAPTURADA Y LA GEOMETRÍA PARAMÉTRICA GENERADA

El tiempo de digitalización y obtención de una única pieza depende en gran medida del tamaño y de la complejidad de esta. La captura de la geometría ronda desde la hora para una pieza pequeña hasta las cinco o seis horas de geometría extremadamente compleja como la parte superior del fuselaje. De la misma forma, la parametrización del modelo abarca desde la media hora para partes simples, hasta las diez horas para las partes complejas. Es por ello que para ahorrar tiempo se ignoran las piezas simétricas pues serán generadas de forma más simple posteriormente en el software CAD

### 3.5.MONTAJE EN CAD

Generados los modelos paramétricos de cada pieza, se procede a realizar un montaje digital de todos los componentes. Comenzando con el fuselaje se utiliza el módulo "Assembly" de SolidWorks para la generación de las restricciones entre piezas. Al partir de un modelo físico real, las restricciones entre componentes resultan lógicas y directas, si bien es cierto según las piezas se van montando, se redondean ciertas medidas que debido al proceso de fabricación o a errores en la medición se encuentran extremadamente cerca de una dimensión ideal y necesitan ser exactamente iguales entre dos piezas para poder ser montadas en el mundo digital.

Ejemplo de ello son las dimensiones y direcciones de los cilindros que cruzan la aeronave para mantener el ala. Se sabe que han de ser paralelos entre sí, por lo que la distancia entre estos ha de ser constante a lo largo de todas las piezas en las que aparecen.

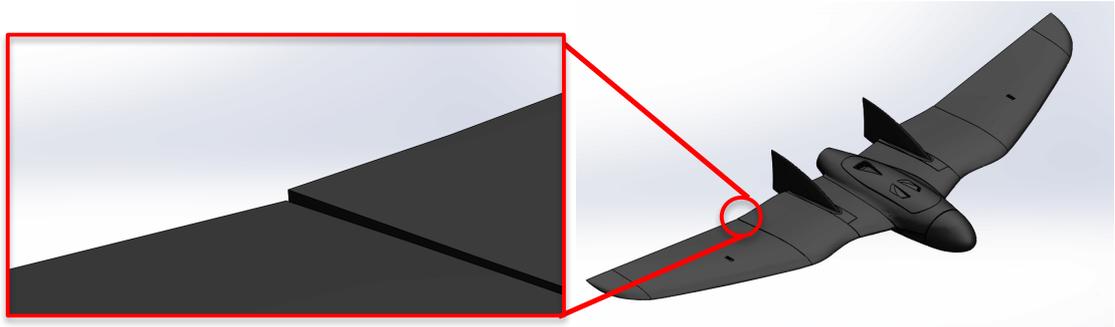


ILUSTRACIÓN 31 - ESCALONES ENTRE PIEZAS QUE DEBEN ENCAJAR DE FORMA EXACTA

A la hora de realizar el montaje, se observa como aparecen escalones entre ciertas piezas que deben encajar de una forma íntima. A priori se cree que esto puede ser un error en la medida o en la generación de la geometría. Sin embargo, se recurre al modelo original y se observa como estos mismos errores aparecen en el modelo físico ensamblado, lo que de cierta forma valida todo el proceso.



ILUSTRACIÓN 32 - ENCAJE DE PIEZAS EN EL MODELO FÍSICO

### 3.6. ESTIMACIÓN DE DENSIDAD DEL FOAM

Tras obtener el modelo de todas las piezas, se procede a determinar las propiedades gravimétricas del foam. A través de SolidWorks puede obtenerse el volumen para cada una de las piezas digitalizadas. Posteriormente mediante el uso de una báscula de precisión se pesa cada pieza y se calcula la densidad utilizando la ecuación (X).

$$Densidad = \frac{Masa}{Volumen} \quad (16)$$

El resultado para cada medición se muestra en la Tabla 4.

TABLA 4 - MEDICIONES DE DENSIDAD DEL FOAM

Pieza	Peso[g]	Volumen[mm <sup>3</sup> ]	Densidad [g/m <sup>3</sup> ]
<b>Morro</b>	19,1	546477,16	34,95
<b>Fuselaje superior</b>	47,25	1401865,74	33,71
<b>Tapa fuselaje</b>	33,22	752723,7341	44,13
<b>Medio inferior</b>	18,18	323786,16	56,15
<b>Medio superior</b>	50,26	1093082,37	45,98
<b>Extremo inferior</b>	16,58	308480,86	53,75
<b>Extremo superior</b>	89,73	1858988,14	48,27
		<b>Media</b>	<b>45,28</b>

Cabe notar que no se espera una densidad constante en las piezas pues el método de fabricación no garantiza esta cualidad. El modelo se realiza en mediante la inyección de “pellets” de EPP en un molde, una vez dentro, se produce la inyección de vapor de agua lo que hace que los “pellets” se expandan y se unan entre sí. Ya que toda la pieza se encuentra en un molde, la expansión adopta la forma de este. Por tanto, pueden existir (y existen) ciertas zonas donde el vapor de agua no llega por completo, resultando en zonas de densidad diferente.

## CAPITULO 4 - ANÁLISIS AERODINÁMICO

El perfil aerodinámico del ala es quien otorga la capacidad de volar al aparato, es por ello que en su análisis se determinaran las principales características de vuelo de la aeronave y podrán obtenerse las velocidades de vuelo y propulsión necesaria para generar la sustentación suficiente

### 4.1.OBTENCIÓN DE GEOMETRIA DEL PERFIL ALAR

Gracias a la geometría capturada previamente, la obtención del perfil aerodinámico resulta algo sencillo. Mediante SolidWorks, puede realizarse una sección y exportar esa geometría bidimensional a AutoCAD, donde el perfil es normalizado a una cuerda de un metro.

Como puede verse en la imagen, el perfil cuenta con una curvatura positiva, pues la curvatura media queda por encima de la cuerda. Los principales parámetros pueden encontrarse en la Tabla 5 y un plano con las cotas características del perfil unitario en el Anexo B.-

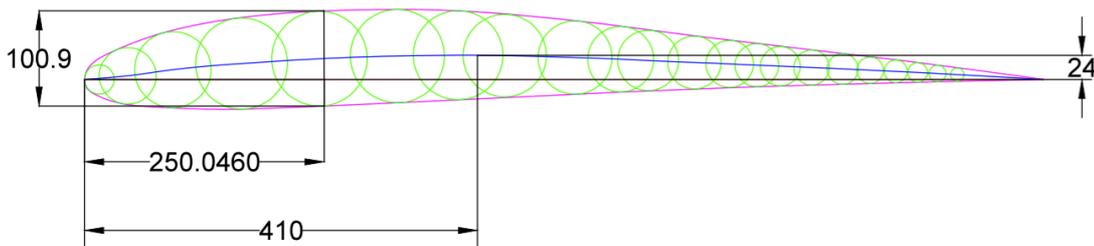


ILUSTRACIÓN 33 - PERFIL AERODINÁMICO EXTRAIDO Y NORMALIZADO

Para el análisis, se exportan desde AutoCAD las coordenadas de los puntos que conforman el perfil estableciendo el origen en el inicio de la cuerda.

TABLA 5 - DIMENSIONES GEOMÉTRICAS BÁSICAS DEL PERFIL OBTENIDO

Dimensión	Medida en porcentaje de la cuerda
Grosor máximo	10.09%
Posición de máximo grosor	25%
Máxima curvatura	2.4%
Posición de máxima curvatura	41%
Número de puntos	127

### 4.2.BÚSQUEDA DE PERFIL SIMILAR

Dada la complejidad en el análisis aerodinámico de un perfil alar, tradicionalmente en aeronáutica tiende a utilizarse perfiles estandarizados por NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), agencia predecesora a la archiconocida NASA.

El encontrar el perfil utilizado en el modelo, nos permitiría el ahorrar tiempo en análisis aerodinámicos, simplificando así el cálculo de propiedades. Para ello, se importan en Matlab las

coordenadas de los puntos que conforman el ala. Posteriormente mediante un script generador de funciones, se genera un bucle comparando todos los perfiles NACA dentro de denominadas series de 4 y 5 dígitos. Se utiliza estos perfiles ya que su descripción geométrica es en base a ecuaciones matemáticas y sus características de sustentación pueden determinarse de una forma analítica en caso de encontrar un perfil similar.

Puesto que lo que se busca es una comparación geométrica del perfil obtenido, respecto a algún perfil estandarizado, las series “cuatro dígitos” y “cinco dígitos” resultan idóneas, pues son generadas teniendo en cuenta la forma geométrica de del perfil. Series posteriores de perfiles utilizan otras formas de obtención del perfil más complejas, basadas en aerodinámica.

Como puede determinarse en la Ilustración 34, el perfil obtenido no tiene un parecido razonable como para que pueda considerarse su análisis especialmente en el intradós. Es por ello que se procederá a importar los datos de una forma directa al software de análisis.

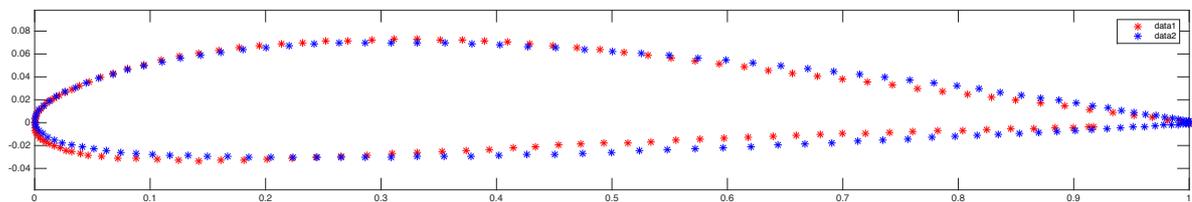


ILUSTRACIÓN 34 - COMPARACIÓN ENTRE NACA 2310[AZUL] Y PERFIL EXTRAÍDO[ROJO]

### 4.3. ANÁLISIS COMPUTACIONAL

Tal y como se ha mencionado en el apartado anterior, no se encuentra un perfil geoméricamente semejante al que se necesita, por ello debe recurrirse a un análisis computacional de dinámica de fluidos para obtener las características de sustentación y arrastre que produce este perfil.

Para ello, y a pesar de contar con todo el modelo tridimensional de la aeronave, se recurre a un análisis bidimensional. Los análisis bi-dimensionales si bien es cierto que no proporcionan toda la información acerca del flujo de aire que rodea la aeronave, permiten llevar a cabo análisis preliminares con una carga de trabajo extremadamente inferior a la que supondría un análisis tri dimensional.

Para este análisis se utiliza el software X-Foil, en su variante con interfaz gráfica (XFLR 5). En caso de haberse encontrado un perfil aerodinámico estandarizado, el software nos habría permitido cargarlo directamente para llevar a cabo el análisis. Sin embargo, para poder importar el perfil a X-Foil, se debe pasar un proceso de adaptación de los puntos del perfil obtenido de tal forma que concuerden con el formato que el software espera. Esto es, una numeración de los puntos desde el borde de salida, en sentido anti horario, hasta llegar otra vez al borde de salida, coincidiendo la primera y la última coordenada.

X-Foil funciona mediante el conocido “Método de los paneles”. Al contrario que en otros métodos basados en elementos finitos, este método calcula únicamente las condiciones alrededor del perfil y no en un túnel de viento virtual. Esto ahorra una gran cantidad de cálculo lo que permite aumentar la velocidad de cálculo.

### 4.3.1. PARÁMETROS DE ENTRADA

Para realizar el análisis, se requiere de ciertas constantes. Entre ellas destacan el número de Mach y el número de Reynolds. El valor decidido para ambos se detalla a continuación

#### NÚMERO MACH

El número de Mach estrictamente hablando representa la velocidad de un flujo en proporción a la velocidad del sonido local, por lo que resulta en un número adimensional. En la práctica, este parámetro describe la velocidad del flujo del aire libre respecto a la aeronave. Se define como:

$$Ma = \frac{V}{V_s} \quad (17)$$

Donde  $V$  representa la velocidad relativa del aire respecto a la aeronave mientras que  $V_s$  representa la velocidad de sonido en el medio. Como es bien sabido, la velocidad del sonido depende tanto de la temperatura como de la densidad del aire, si bien es cierto que esta última representa una aportación mínima al resultado final. Es importante tener en mente esta relación al tratar con aeronaves, pues las velocidades absolutas de dos aeronaves pueden ser muy distintas dependiendo de la temperatura a pesar de estar moviéndose ambas al mismo número Mach

Como se ha mencionado anteriormente, se espera que la altura deberá ser de aproximadamente 100 metros AGL, es decir, sobre el nivel de suelo. Por lo que las condiciones dependerán de la ubicación exacta en la que se esté operando. Como puede verse en la Ilustración 35, en la troposfera, la temperatura desciende en función de la altitud, donde llega a un mínimo de  $-70^{\circ}\text{C}$ . Si bien es cierto que a las altitudes a las que se pretende trabajar son muy inferiores a las mostradas en la gráfica, los cálculos realizados tendrán en cuenta este efecto.

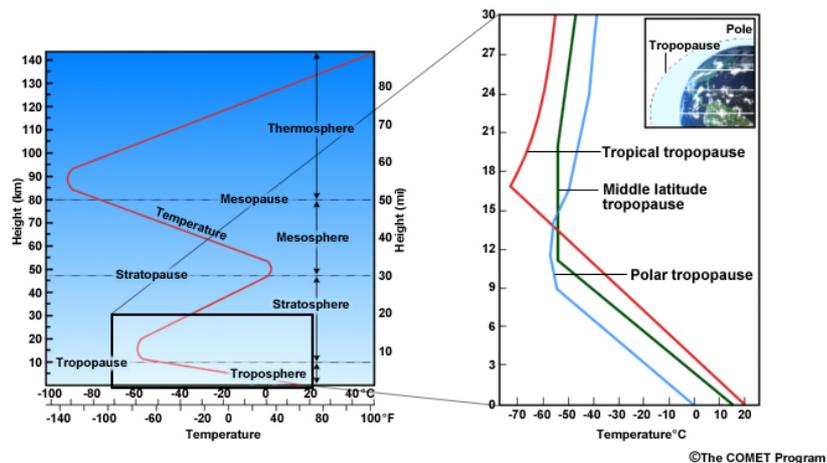


ILUSTRACIÓN 35 - TEMPERATURA DEL AIRE EN FUNCIÓN DE LA ALTITUD

El fabricante de la aeronave adquirida indica que la velocidad de crucero, en modo de gran envergadura (2150 mm) es de 80 km/h (22 m/s). Por tanto, en condiciones estándar, la velocidad del sonido es de 340 m/s por lo que:

$$\frac{V}{V_s} = \frac{22.2 \text{ m/s}}{340 \text{ m/s}} = 0.065 \text{ Mach} \quad (18)$$

En caso de necesitar operar en situaciones muy distintas establecidas, se requerirá de volver a realizar en análisis de la envolvente de vuelo. Sin embargo, resulta descabellado pensar que el UAV tratado ascendiese al nivel de las aeronaves comerciales (35000 ft – 10600 m), donde la velocidad del sonido es de aproximadamente 295m/s por lo que el Mach resultante sería de 0.075, es decir, un cambio notable pero no determinante..

### NÚMERO DE REYNOLDS

El número de Reynolds representa la relación las fuerzas inerciales en un fluido respecto a las fuerzas viscosas. Es por ello que se define como:

$$Re = \frac{V L}{\nu} \quad (19)$$

En la ecuación anterior,  $V$  representa la velocidad libre del fluido,  $L$  representa la longitud característica de cálculo, típicamente la cuerda del perfil, y por último  $\nu$  representa la viscosidad dinámica del fluido.

Al avanzar el perfil en un fluido, se sabe que existen dos fuerzas que se oponen a su avance. Por un lado el fluido que está en contacto con el perfil, se mueve a la misma velocidad que este y genera un gradiente de velocidades hasta llegar a la velocidad libre. Esto genera una resistencia por la propia viscosidad del fluido. Por otro lado, el mismo perfil, al avanzar, ha de apartar el fluido, la resistencia es la fuerza inercial que se necesita para apartar al fluido de su posición original.

Por tanto, un número Reynolds alto indica que las fuerzas predominantes son las inerciales, mientras que un número bajo indica que son las viscosas, lo que a su vez indica que el flujo tiende a ser laminar. Típicamente, en perfiles aerodinámicos, el flujo comienza de forma laminar, mientras avanza, debido a que se deja de desplazar el aire, las fuerzas viscosas dejan paso a las fuerzas inerciales, creando un flujo turbulento.

Ya que se ha normalizado el perfil, podría parecer que el Reynolds queda únicamente como la velocidad entre la viscosidad cinemática del fluido, pues la longitud característica es de 1m. A pesar de facilitar los números, para que el resultado de la simulación sea escalable, es decir, que los resultados puedan aplicarse, el Reynolds tanto en la simulación como en la realidad han de coincidir. Ya que la cuerda del perfil cambia según se avanza en el ala, se toma un valor medio de 310mm. Por tanto:

$$\frac{22.2 \cdot 0,310}{1.52 \cdot 10^{-5}} = Re \ 452763 \approx Re \ 500000 \quad (20)$$

Este valor es congruente con valores típicamente utilizados en aeronáutica que rondan desde los 250000 hasta los 500000. Cabe destacar la influencia del AOA ante la aparición del desprendimiento de la capa límite, como se verá a continuación.

### OTROS PARÁMETROS

Quedan por definir en nuestro análisis otros parámetros necesarios para determinar las características aerodinámicas.:

- Ángulo de Ataque: Queda variable entre ángulos desde  $-5^\circ$  hasta  $18^\circ$  y se calcularán las propiedades de sustentación y arrastre en intervalos de  $0.1^\circ$ .
- Ncrit: Parámetro que determina la energía del flujo turbulento. Típicamente se utiliza un valor de 9 pues suele coincidir con el punto de desaparición de la capa límite en resultados experimentales

#### 4.3.2. RESULTADOS

Una vez se introducen los parámetros de entrada mencionados en el apartado anterior, la iteración de todos los casos se produce de una manera rápida, tardando en el cálculo de los 230 (cálculo de  $-5$  grados hasta  $23$  en escalones de  $0.1$  grados) ángulos de ataque aproximadamente dos minutos.

Dado que la velocidad de crucero es fija, nos interesa conocer la sustentación capaz de ser producida por nuestro perfil dependiendo del ángulo de ataque.

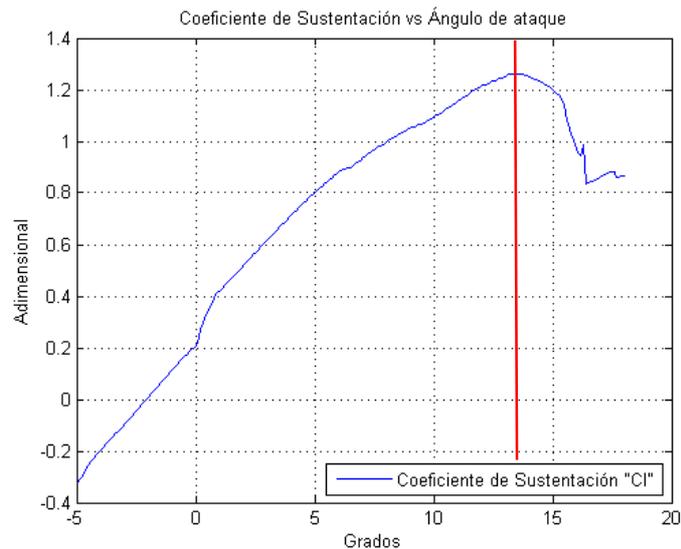


ILUSTRACIÓN 36 - COEFICIENTE DE SUSTENTACIÓN EN FUNCIÓN DE DEL ÁNGULO DE ATAQUE

Como puede verse en la Ilustración 36 se alcanza el máximo coeficiente de sustentación para un AOA de  $13.4^\circ$ . A partir de ese punto, el perfil entra en una pérdida de sustentación y no podrá mantener el vuelo a menos que aumente su velocidad. Cabe destacar también, tal y como se indicó en el apartado 2.2.1, el perfil al tener una curvatura positiva, es capaz de provocar sustentación para ángulos de ataque nulo, con un coeficiente de sustentación de  $0.2$ , y por último el perfil deja de generar sustentación para ángulos de ataque inferiores a los  $-2^\circ$ .

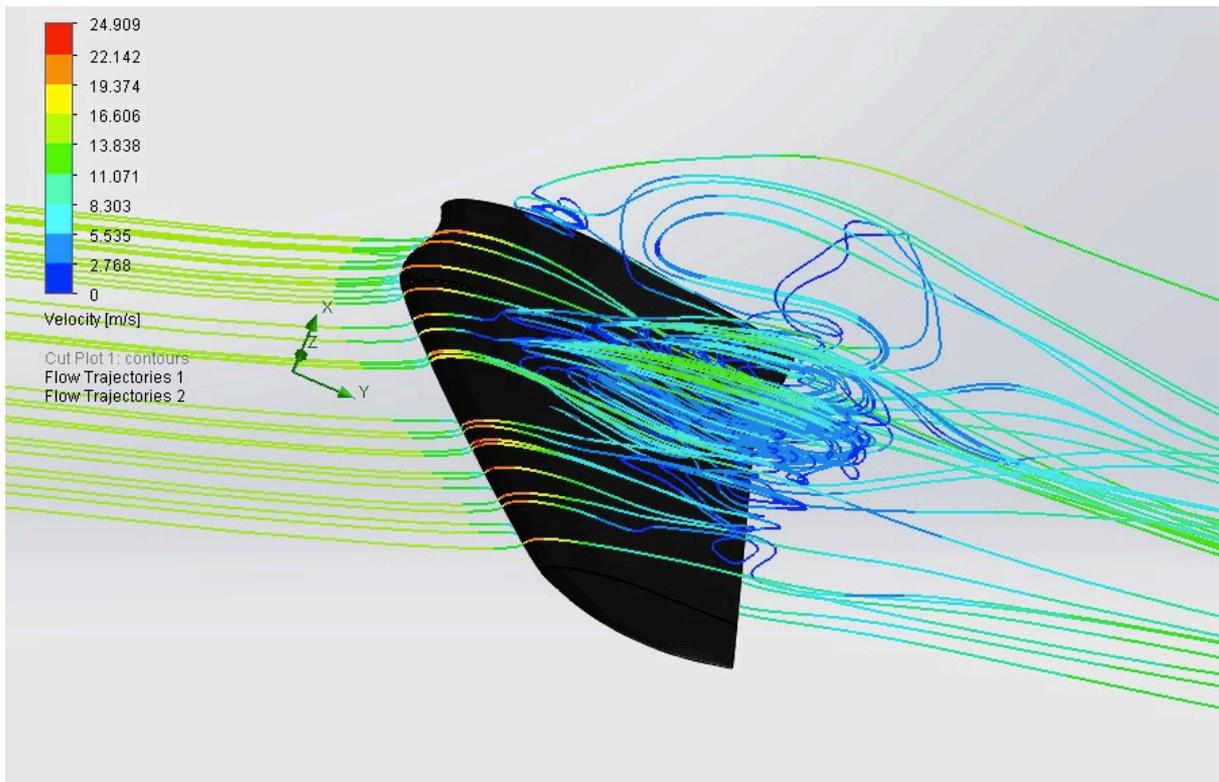


ILUSTRACIÓN 37 - COMPROBACIÓN DE DESPRENDIMIENTO DE CAPA LÍMITE EN UN AOA DE 15°

En cuanto al arrastre aerodinámico, como puede verse en la figura, existe un incremento exponencial de la resistencia a partir de los 7.5°, esto es principalmente causa de la resistencia inducida, esto es, es el precio a pagar por incrementar la sustentación en el perfil. Como se verá posteriormente, se podrá calcular la propulsión necesaria gracias a este coeficiente.

Sin embargo, a nivel de optimización resulta más útil el obtener el polar que relacione  $C_l$ ,  $C_d$  y alfa. Para ello se obtiene la polar conocida como Ratio de planeo vs Alfa. Donde el eje de las abscisas, es, el coeficiente de sustentación entre el coeficiente de arrastre (Ilustración 38). Esta gráfica permite determinar las condiciones óptimas de vuelo, para posteriormente establecer unas directrices de carga para contar con un vuelo eficiente, crucial para los objetivos del proyecto

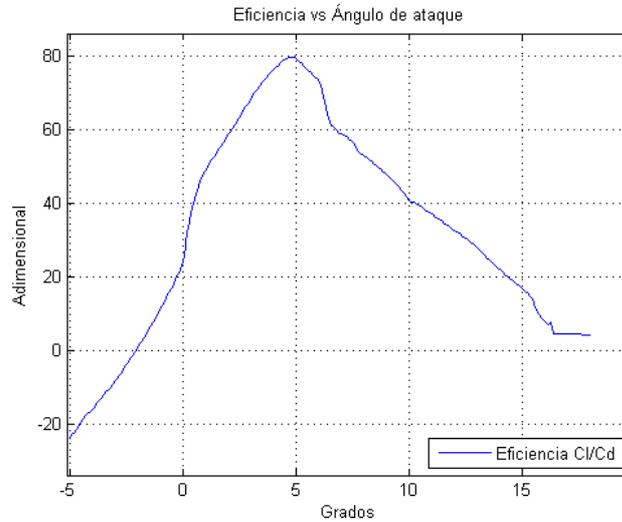


ILUSTRACIÓN 38 - EFICIENCIA DEL PERFIL EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO DE ATAQUE

Como se determina de la polar (Ilustración 38) para un AOA de aproximadamente  $4.9^\circ$  se obtiene un  $C_l/C_d$  de 80, es decir, si únicamente se tuviese en cuenta un perfil alar dadas las condiciones del apartado anterior, por cada metro de descenso podría avanzar 80. En este ratio no se tienen en cuenta efectos de resistencia parásita tales como estabilizadores, lo que hará descender de una forma muy notable este valor. Sin embargo, al estar tratando con una velocidad constante, el AOA de máximo planeo se mantendrá.

#### 4.4. EXTENSIÓN DE RESULTADOS A TODA LA ESTRUCTURA

Los datos aportados por el análisis bidimensional son útiles en la medida en la que posteriormente son extrapolados al resto de la aeronave. Para ello, necesita conocerse las superficies que conforman el perfil alar de toda la aeronave. Para ello el modelo CAD obtenido vuelve a entrar en juego, demostrando así la necesidad de haberlo realizado en una primera instancia.

Una vez ensamblado el modelo, se procede a obtener la planta de la aeronave lo que nos permite determinar la superficie de cada segmento de ala.

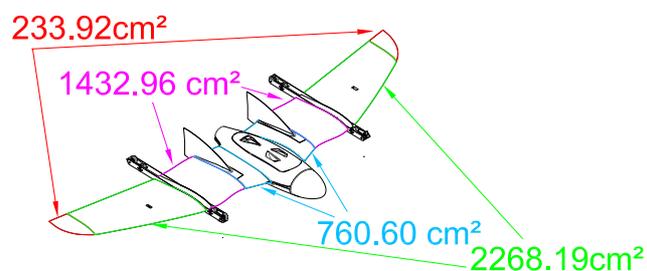


ILUSTRACIÓN 39 - SUPERFICIES ALARES SEPARADAS POR TRAMOS

Como puede verse en la Ilustración 39, para realizar distinciones sobre el área, cada ala se divide en cuatro partes, donde la superficie total del tramo en ambas alas se detalla a continuación:

- Zona próxima al encastre alar: 760.6 cm<sup>2</sup>
- Zona de extensión media : 1433 cm<sup>2</sup>
- Zona principal: 2268 cm<sup>2</sup>
- Punta del ala: 234 cm<sup>2</sup>

Cabe destacar que para tanto el cálculo de sustentación al contrario que para el cálculo de resistencia, no se ha tenido en cuenta la punta del ala. Esto es debido a que el ala cuenta con una característica de diseño conocida como "wing twist" o "washout". Para poder mantener maniobrabilidad sobre el aparato cuando el ala entra en pérdida, a los extremos alares se les dota de un giro, que hace que el ángulo de ataque sea siempre inferior al resto del ala. De esta forma se garantiza, que a pesar de producirse una pérdida de sustentación, esta no provoca que la aeronave se descontrole. Asimismo, los vórtices creados por la punta del ala (Ilustración 41) restan sustentación a la aeronave, razón de más para no incorporar la superficie de "washout" al cálculo de sustentación.

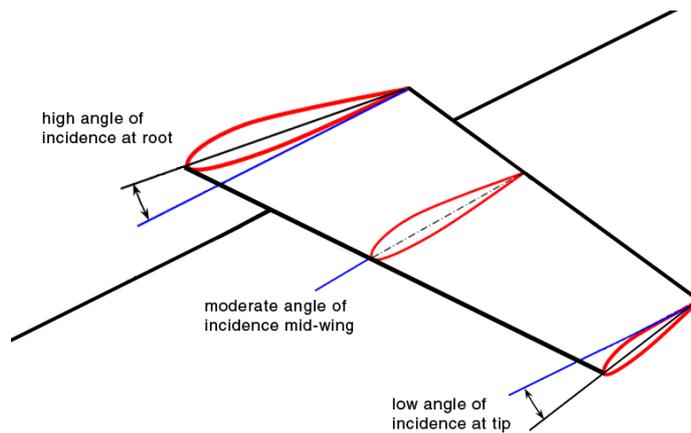


ILUSTRACIÓN 40 - ESQUEMA DEL "WASHOUT"

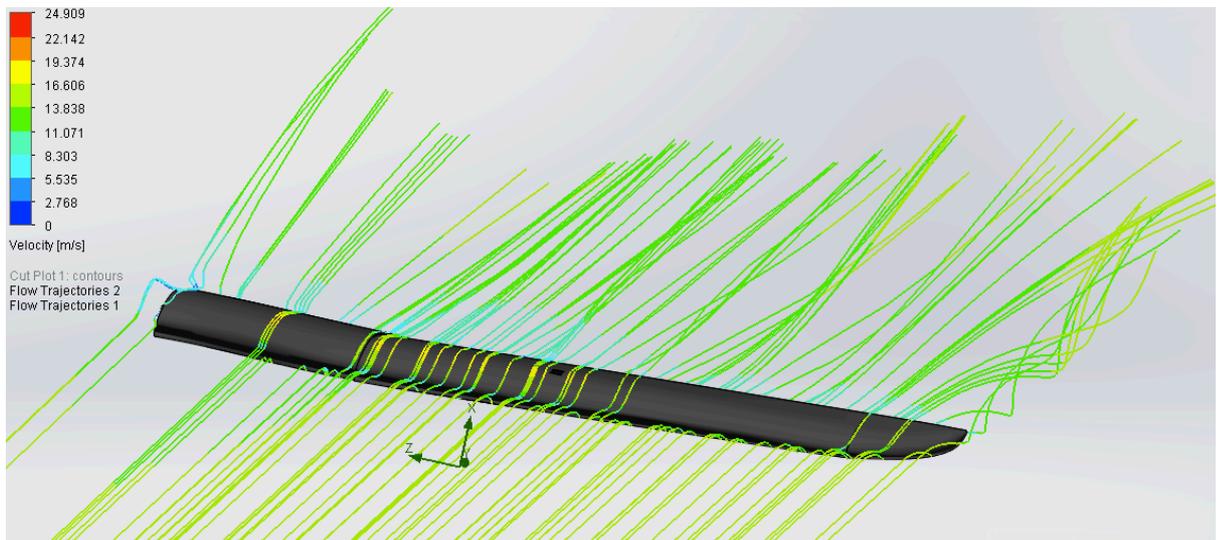


ILUSTRACIÓN 41 - VORTICES PRODUCIDOS EN LA PUNTA DEL ALA

## CAPITULO 5 - DETERMINACIÓN DE LA PLANTA PROPULSORA

Una vez se conocen los factores que hacen que el UAV sea capaz de levantar el vuelo, se debe determinar la planta propulsora que hará que se mantenga en el aire. Ya que el diseño y cálculo de hélices se escapa al desarrollo de este proyecto, se explora el mundo del aeromodelismo en busca de una solución apropiada para nuestro aparato.

### 5.1. ALGORITMO DE CÁLCULO

#### 5.1.1. PARÁMETROS DE ENTRADA

Para determinar la hélice óptima para propulsar la aeronave, se utilizará Matlab, donde se introducirán los datos del perfil aerodinámico y se calcularán los parámetros para cada hélice en condiciones de vuelo. Todos los scripts utilizados pueden encontrarse en los anexos correspondientes al final del documento.

La primera parte corresponde a la introducción de las condiciones atmosféricas en crucero, representadas en la Tabla 6:

Temperatura	20 °C
$\gamma$	1.4
Altitud de crucero	700m ASL

TABLA 6 - CONDICIONES ATMOSFÉRICAS DE VUELO

Las demás unidades relacionadas son derivadas mediante sus ecuaciones correspondientes:

$$\text{Presión a altitud [Pa]} = 101325 (1 - 2.25577 \cdot 10^{-5} \cdot \text{Altitud ASL})^{0.25588} \quad (21)$$

$$\rho_{\text{altitud}} = \frac{P_{\text{altitud}}}{286.9 \cdot (T_{\text{amb}} + 273)} \quad (22)$$

$$\text{Velocidad del sonido} = \sqrt{\frac{\gamma \cdot P_{\text{altitud}}}{\rho_{\text{altitud}}}} \quad (23)$$

Estas magnitudes serán utilizadas posteriormente para el cálculo de sustentaciones y resistencias de arrastre. Posteriormente, se introducen pesos estimados de los componentes a utilizar. Al ser una primera iteración se utilizan pesos aproximados, donde según se vayan determinando valores en próximas iteraciones el resultado se ira concretando. Los pesos para una primera iteración se proponen a continuación en la Tabla 7

Componente	Peso [g]
Aeroestructura	3000
Baterías	2000
Motores	300
Carga de Pago	500

TABLA 7 - ESTIMACIÓN INICIAL DE PESO DE COMPONENTES

Asimismo para realizar el cálculo de fuerzas se introduce la constante de la gravedad ( $9.80665 \text{ m/s}^2$ ) así como decisiones de operación de la aeronave. Para el caso elegido, se decide desactivar dos de los cuatro rotores en crucero, ya que según se ha demostrado en otros trabajos [1], un menor número de hélices para una misma propulsión supone una mejora de eficiencia, asimismo, el asumir un menor número de rotores en vuelo a los inicialmente disponibles proporcionará una mayor seguridad a las pruebas de vuelo. Sin embargo, se dejará como parámetro en MATLAB de tal forma que pueda comprobarse posteriormente cuál de las dos configuraciones permite una mayor eficiencia en vuelo.

---

### 5.1.2. IMPORTACIÓN DE DATOS

---

Una vez establecidas las variables numéricas del problema, se deben importar los datos previamente calculados mediante Xfoil. Para ello, previamente las polares mencionadas en el apartado 4.3.2 han sido exportados a un archivo de texto con los valores separados por comas (.CSV), formato compatible con Matlab. De esta forma se genera una tabla acerca de las propiedades aerodinámicas a las que se hará referencia en el siguiente apartado.

Por otro lado, se requiere importar los resultados empíricos acerca de las hélices llevados a cabo por la universidad de Urbana Champaign en Illinois [29]. Estos constan de aproximadamente 1100 ensayos realizados, cada uno de ellos en un archivo de texto. A pesar de ser una forma cómoda de aportar los datos, resulta muy incómodo trabajar en este formato en Matlab. Por ello se requiere de un ejecutable auxiliar, capaz de identificar el fabricante de la hélice, el tamaño de esta y su paso, además de identificar a las revoluciones a las que el ensayo ha sido realizado.

El nombre de los archivos consta del siguiente formato:

“MarcaModelo\_DiámetroxPaso\_Ensayo\_Revoluciones.txt”

un ejemplo de nombre sería “apcsf\_10x7\_kt0834\_6014.txt”. En este caso, el nombre indica que el fabricante es APC, el modelo “Slow flyer”, con un diámetro de 10 pulgadas y una paso de 7. En cuanto al ensayo, indica que fue realizado por la persona con iniciales “KT”, fue el número 834 y fue realizado a 6014 revoluciones por minuto. Dentro de ese mismo archivo nos encontraremos cuatro columnas.

- La primera columna representa el factor de avance, representado en la ecuación 4
- En la segunda columna, el factor de empuje, ecuación 3
- En la tercera columna el factor de potencia
- En la cuarta columna el rendimiento del punto de operación.

Asimismo cabe destacar que se importan ensayos estáticos, es decir, con la velocidad del flujo libre siendo nula, estos ensayos se distinguen en su nomenclatura, pues en el último término se sustituye la velocidad rotacional por la denominación ‘static’. La estructura de este tipo de ensayos es algo diferente:

- La primera columna representa las revoluciones del punto de operaciones en revoluciones por minuto
- La segunda columna representa el factor de empuje
- La tercera columna representa el factor de potencia.

Al combinar todos los datos acerca de una misma hélice, se obtiene una gráfica donde puede recrearse el ensayo realizado, particularizado para la densidad y temperatura de operación del caso indicado en el apartado anterior.

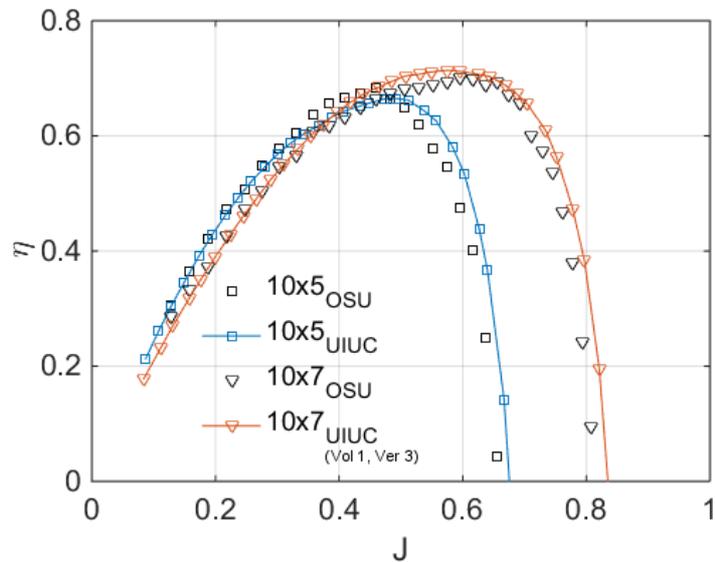


ILUSTRACIÓN 42 - GRÁFICA TÍPICA DE FACTOR DE AVANCE RESPECTO DE A LA EFICIENCIA

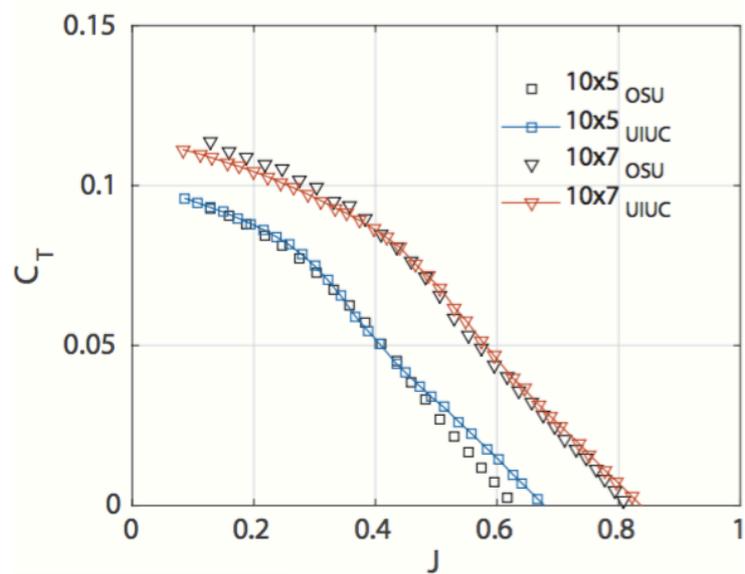


ILUSTRACIÓN 43 - GRÁFICA TÍPICA DE FACTOR DE AVANCE RESPECTO AL COEFICIENTE DE EMPUJE

Cabe destacar casos en los que los ensayos para una misma hélice han sido realizados para velocidades angulares muy similares, puesto que para cálculos posteriores esto representa un problema se ha realizado una combinación de datos.

Para todas las curvas obtenidas y con el objeto de ser utilizadas de una forma más cómoda posteriormente, se realiza una regresión polinómica donde se obtienen los coeficientes y son guardados en la variable correspondiente al ensayo de la hélice.

### 5.1.3. DETERMINACIÓN DE CONDICIONES DE VUELO

Ya que en los parámetros de entrada se cuenta con el peso total de la aeronave, se puede determinar el "Maximum Take off Weight" o MTOW, es decir el peso total de la aeronave máximo al despegue. Para este caso, al tratarse de una aeronave eléctrica, el peso permanece constante durante todo el vuelo por lo que este valor corresponde a la suma de los datos de la Tabla 7.

Ya que para mantener el vuelo se requiere que la fuerza de sustentación sea igual al peso, con el anterior valor, puede determinarse, recurriendo a las gráficas polares y a la ecuación 1 el coeficiente mínimo de sustentación requerido. Este cálculo se realiza para la velocidad de crucero exacta con la que ha sido calculado el perfil aerodinámico.

Ángulo de ataque	4.1°
C <sub>l</sub>	0.7219
C <sub>d</sub>	0.0094
Velocidad de crucero	17.1515
Empuje necesario	1.0822 kg

TABLA 8 - CONDICIONES DE VUELO A VELOCIDAD CONSTANTE

Resulta necesario identificar la velocidad mínima a la que se podrá despegar, o de forma análoga para el caso tratado, la velocidad mínima a la que se podrá producir una transición completa a modo aeroplano, pues las alas proporcionarían suficiente empuje.

Ángulo de ataque	13.4°
C <sub>l</sub>	1.26
C <sub>d</sub>	0.0488
Velocidad de crucero	12.7 m/s
Empuje necesario	2.05 Kg

TABLA 9 - CONDICIONES MÍNIMAS DE DESPEGUE

Sin embargo, ya que se busca volar a la velocidad óptima de crucero, se utilizará el AOA descrito en el apartado 4.3, pues es el que proporciona una menor resistencia en relación a la sustentación. Una vez determinado este valor, se vuelve a recurrir a las ecuaciones 1 y 2 donde se hallará tanto la velocidad óptima de crucero así como la resistencia del perfil aerodinámico, pues esto nos permitirá posteriormente el empuje que ha de proporcionar las hélices.

Ángulo de ataque	4.7°
C <sub>l</sub>	0.77
C <sub>d</sub>	0.0097
Velocidad de crucero	16.54 m/s
Empuje necesario	1.05 Kg

TABLA 10 - CONDICIONES DE VUELO ÓPTIMO

### 5.1.4. CÁLCULO DE HÉLICE

Determinadas las condiciones de vuelo, y la resistencia aerodinámica a vencer, se procede al cálculo de la propulsión necesaria para lograr mantener un vuelo estable y eficiente. Para ello, se realizará el proceso detallado a continuación para cada hélice de la base de datos importada previamente. El objetivo es "deshacer" los ensayos realizados para la obtención del empuje de la hélice en magnitudes absolutas. Para ello se utilizan las ecuaciones 3 y 4. Al conocerse el diámetro de

la hélice en vez de tener en el eje de las ordenadas el factor de avance, se puede entrar a las gráficas por velocidad libre del aire, es decir, la velocidad de crucero.

Por tanto se puede buscar en las gráficas para distintas velocidades angulares de la hélice el empuje que produce, sin embargo, es muy probable que el valor deseado se encuentre entre dos ensayos. Para determinar con una mayor precisión el régimen de giro, se genera una gráfica similar a aquella del empuje estático, es decir con las velocidad angular en el eje de las ordenadas y el empuje en las abscisas (Ilustración 44 ).

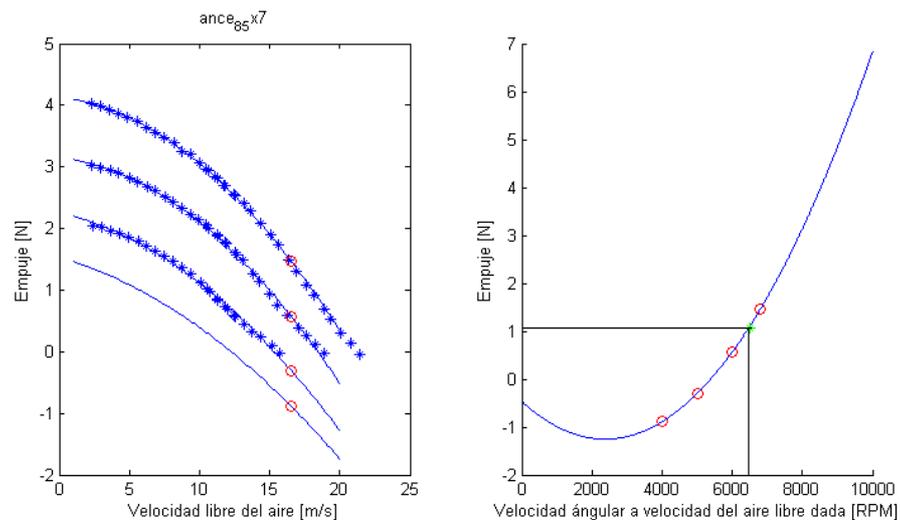


ILUSTRACIÓN 44 - EXTRACCIÓN DE DATOS A VELOCIDAD DE CRUCERO DADA

Una vez generada la gráfica , puede entrarse directamente para el empuje requerido y obtener el régimen de giro. Nótese que esta búsqueda se realiza mediante interpolación de puntos por lo que existe cierto margen de error entre el valor estimado y la realidad [34].

El mismo proceso realizado anteriormente, se realiza para el cálculo de la eficiencia de la hélice. De esta forma, para cada hélice se guarda el punto de eficiencia en vuelo de tal forma que posteriormente se puedan clasificar las soluciones en función de su eficiencia.

Se aprovecha este punto para realizar en paralelo el cálculo de las condiciones y la potencia disponible para realizar el despegue vertical. Para ello, una vez analizado los casos de vuelo, se utiliza el caso estático, para determinar las revoluciones que proporcionan la sustentación necesaria.

### 5.1.5. CLASIFICACIÓN DE LOS RESULTADOS

Por último, ya que se busca determinar la hélice óptima para su utilización en el aparato, se clasifican por eficiencia en condiciones de vuelo. Asimismo, se guardan los resultados relativos a parámetros tales como potencia en vuelo, crucial para determinar los requerimientos posteriores del motor.

## 5.2.RESULTADOS

Una vez ejecutado los cálculos del algoritmo mencionados anteriormente y adjuntos en el anexo C, se obtiene lo que a priori resulta en la configuración más eficiente para un modo de vuelo horizontal así como una configuración capaz de levantar la aeronave en despegue vertical. Para la hélice descrita en la Tabla 11. Como ya fue demostrado en anteriores proyectos, hélices de mayor diámetro proporcionan mejores rendimientos. Por otra parte, ya que se requiere impulsar aire a velocidades superiores a los 15 m/s, para minimizar la velocidad de rotación se requiere un alto paso de la hélice. Si bien es cierto que un alto paso puede resultar en una menor eficiencia en vuelo vertical, esta resulta en un impacto mínimo sobre la autonomía total del aparato pues la fase de despegue representa un tiempo mínimo total de la misión

TABLA 11 - HÉLICE OBTENIDA TRAS EJECUTAR EL ALGORITMO

Marca de hélice	APC
Modelo	SP
Diámetro	10 Pulgadas
Paso	7 Pulgadas



ILUSTRACIÓN 45 - ALZADO Y PLANTE DE HÉLICE RESULTADO

Las condiciones bajo las cuales deberá rotar la hélice también son proporcionadas por el algoritmo, mostradas en la Tabla 12. Si bien es cierto que una eficiencia tan alta puede resultar extraña, se debe recordar que ha sido realizada una aproximación, sin embargo no nos raras rendimientos máximos en hélices del 98%. [35] REF. Por otra parte, el empuje estático se calcula como un cuarto del peso, al estar repartido en cuatro hélices, mientras que el empuje horizontal es la mitad del empuje requerido en vuelo horizontal.

TABLA 12 - CONDICIONES DE ROTACIÓN Y EMPUJE DE LA HÉLICE

Velocidad angular en vuelo estático	3107 RPM
Velocidad angular en vuelo horizontal	5319 RPM
Rendimiento en vuelo horizontal	99%
Empuje en vuelo estático	1.45kg
Empuje en vuelo horizontal optimo	525g

Como sucede en todos los proyectos con una alta carga aerodinámica los cálculos analíticos proporcionan una primera aproximación a la solución óptima del problema sin embargo, hasta realizadas las pruebas de vuelo pertinentes no se podrán validar los resultados.

### 5.3. REQUISITOS ELÉCTRICOS

Una vez definidos los requisitos mecánicos para lograr ambos vuelos, se requiere definir y proponer un motor eléctrico que sea capaz de proporcionar la velocidad de rotación que genera la sustentación y empuje suficiente. Para el vuelo horizontal se define la potencia como:

$$P = T \cdot u_o \quad (24)$$

Mientras que para el estático la potencia se puede extraer directamente de los ensayos:

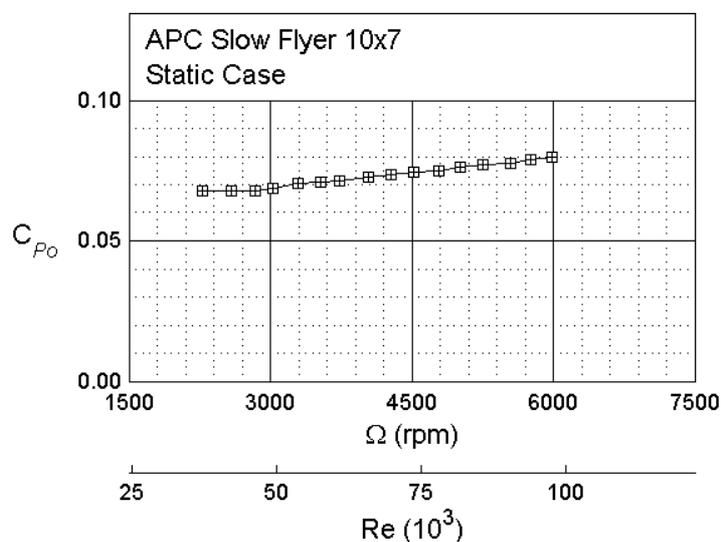


ILUSTRACIÓN 46 - ENSAYO DE POTENCIA DE LA HÉLICE ELEGIDA

Donde la potencia se define como:

$$P_{mec} = c_P \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 \quad (25)$$

Por lo que la potencia requerida para el vuelo en nuestro caso es de:

- Vuelo estático: 114.5 W por motor (en total cuatro motores)
- Vuelo horizontal: 78W por motor (En total dos motores en vuelo horizontal)

Por tanto, se toma el caso más desfavorable, y se sobredimensiona para una potencia requerida en el peor de los casos sea el 70 % de la disponible por el motor. De la misma forma las revoluciones se sobredimensionan hasta 7000 RPM como mínimo requisito para el motor. De esta forma se consigue un crucero a un punto de trabajo del 75 % como máximo y un vuelo estático a aproximadamente un 45 % de la potencia disponible, dejando margen suficiente para ascender con facilidad.

Ya que se espera tener una tensión nominal de 14.8 V (4 celdas de litio colocadas en serie), se requiere un motor de aproximadamente 473 KV.

$$KV = \frac{RPM_{max}}{U_{nominal}}$$

Los requisitos del motor serán por tanto los descritos en la Tabla 13

TABLA 13 - REQUISITOS MÍNIMOS DEL MOTOR PROPULSIVO

Potencia mínima	173W
KV mínima	473
Tensión nominal	14.8 V
Tensión mínima	16.8 V

Se busca el motor más ligero que sea capaz de proporcionar los requisitos establecidos anteriormente. Realizando una búsqueda en los principales vendedores de motores BLDC



ILUSTRACIÓN 47 - IMAGEN DEL MOTOR ELEGIDO

TABLA 14 - PARÁMETROS DEL MOTOR ELEGIDO

Motor	Turnigy Multistar 4822-490Kv 22Pole Multi-Rotor Outrunner
KV	490
Tensión de operación	12 V – 25.2V
Potencia Pico	300W
Potencia Continua	177.6 W
Peso	98 g
Diámetro del eje	6mm
Precio	28.47 €

Por último, cabe realizar una estimación cualitativa de la duración de vuelo horizontal.

$$P_{elec} = U_{nominal} \cdot I \quad (26)$$

Ya que cada motor consume 78W, en total la potencia necesaria para el vuelo horizontal óptimo es de 156W, por tanto, resulta en una intensidad de aproximadamente 10 amperios a una tensión nominal de 14.8V.

Tomando como referencia las baterías utilizadas en el anterior proyecto, se utilizan 8 juegos baterías en paralelo cada una de ellas compuesta por cuatro celdas en serie de 3400 mAh, lo que resulta en una capacidad total de 27.2 Ah (Amperios hora), o lo que es equivalente, 402 Wh (Vatios hora)

$$\frac{402 \text{ W} \cdot \text{h}}{156 \text{ W}} = 2,57 \text{ horas} \approx 2 \text{ horas } 30 \text{ minutos} \quad (27)$$

Lo que resulta en un tiempo de vuelo de 2 horas y 30 minutos a una velocidad de 16.4 m/s supone una autonomía de aproximadamente 140 Km, muy superior a un cuadricóptero tradicional, con una baterías similar (apenas 30 minutos). Si bien es cierto, que en el cálculo anterior ha sido despreciado el tiempo de despegue en vertical y el tiempo hasta acelerar a velocidad óptima de crucero, la diferencia es sustancial.

Por último ya que se utilizan en total 32 celdas de 90 gramos cada una, la suma total de la batería resulta en 2.8 Kg, muy cerca de los tres kilogramos estimados al realizar los cálculos.



## CAPITULO 6 - DISEÑO DEL MECANISMO DE INCLINACIÓN

Una vez determinada la hélice que se ha de equipar, se debe proceder al diseño en si del mecanismo VTOL. Para ello se deberán tener en cuenta los requisitos establecidos en el apartado 6.1, pues el diseño mecánico realizado ha de soportar las cargas mecánicas. Ya que la estrategia de transición entre tipos de vuelo no quedará definida hasta después de realizar vuelos de prueba, se ofrecerán varias soluciones altamente compatibles entre sí, aprovechando de esta forma el diseño para realizar el mayor número de pruebas posibles.

### 6.1. ESFUERZOS A SOPORTAR

El primer paso a la hora de elaborar el diseño, consiste en determinar los esfuerzos mecánicos que la aeronave debe soportar. Las principales fuerzas que se producen en una aeronave son:

- Peso total, dividido en:
  - Peso de carga de pago
  - Peso de sistema propulsivo
  - Peso del combustible (baterías en este caso)
  - Peso de demás componentes (Mecanismos de control)
- Sustentación
- Empuje
- Arrastre
- Fuerzas giroscópicas.

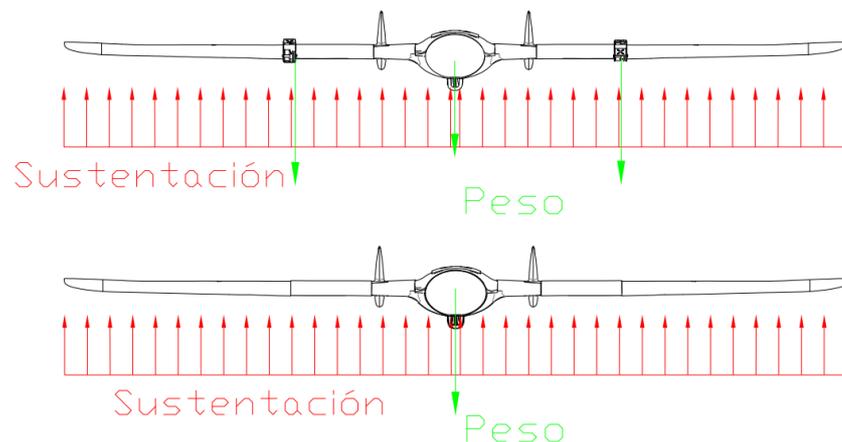


ILUSTRACIÓN 48 - ESQUEMA DE FUERZAS VERTICALES SOBRE LA AERONAVE

Típicamente, en una aeronave, la mayor parte del peso se encuentra concentrado en el centro del aparato, mientras que la sustentación proviene de sendas alas, ubicadas a cada lado. Esquematizando las cargas sobre el larguero principal del ala, se puede observar como los principales esfuerzos en vuelo se concentran en la parte inferior central del larguero. Es por ello, que las

aeronaves tradicionales tienden a colocar los motores en las alas, y a ubicar el combustible en estas, reduciendo así las cargas sobre la viga principal.

El modelo elegido cuenta con dos largueros (viga que cruza el ala), realizados en fibra de carbono que cruzan de una punta a otra del ala. Estos son necesarios pues la espuma en la cual está realizado el modelo no cuenta con una rigidez estructural suficiente para soportar las cargas típicas de vuelo. El modelo original únicamente requiere de un motor, y por ello, se ubica en el centro del cuerpo del aparato, evitando desequilibrios en el empuje. Ya que se requiere de la ubicación de dos motores en cada ala, resulta imperativo que la solución propuesta no cargue el peso propio ni la tracción sobre la espuma, sino que aproveche estos largueros para transmitir las cargas. Esta solución proporcionará además cierto alivio a las cargas típicas a las que estarían sujetos los largueros principales. A continuación se presentan los principales casos analizados para el dimensionamiento de la solución

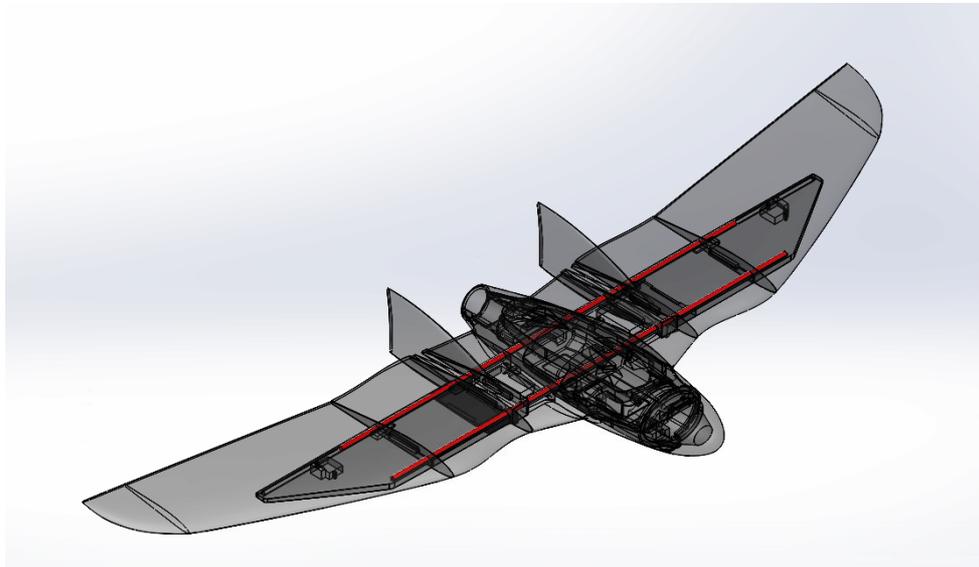


ILUSTRACIÓN 49 - REPRESENTACIÓN DE LOS LARGUEROS RESISTENTES DE LA AERONAVE (ROJO)

A continuación se describe el cálculo de cargas que deben soportar los elementos estructurales en vuelo. Se hace diferencia entre las fuerzas generadas por la sustentación del aparato, y aquellas producidas por las fuerzas giroscópicas del aparato. Para el estudio se proponen los ejes de Denavit Hartenberg, como se muestra en la Ilustración 50. Nótese que el parámetro  $\theta_1$  representa el ángulo de giro del mecanismo VTOL.

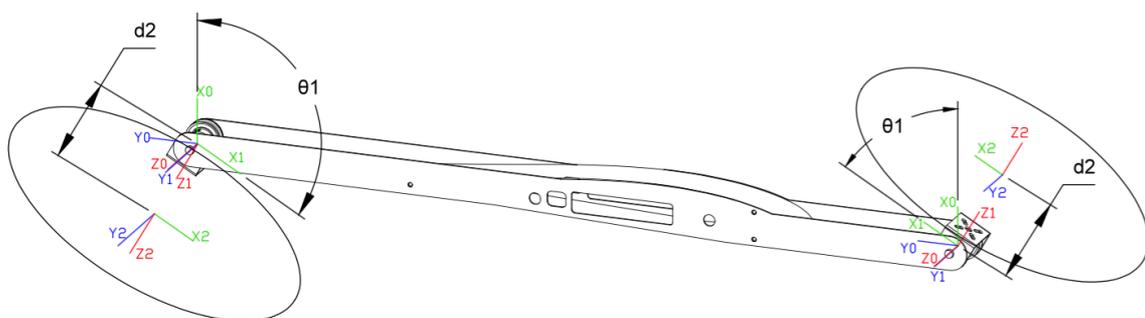


ILUSTRACIÓN 50 - EJES DE DENAVIT HARTENBERG APLICADOS AL MECANISMO VTOL

En condiciones estacionarias, las fuerzas ejercidas sobre los elementos estructurales del sistema resultan sencillas, y análogas a las fuerzas de los motores definidas en el apartado 2.4. Como se verá posteriormente, cada fuerza de motor, es soportada por los dos brazos del bastidor.

Sin embargo, las condiciones estacionarias, ya sea en el caso de un ascenso/descenso constante en modo de vuelo vertical, o en el caso de una velocidad de crucero dada, resultan condiciones idílicas y por tanto, a continuación se propone un método de cálculo de esfuerzos para las condiciones de transición, basado en las ecuaciones clásicas de robótica. Ya que se utilizará el método de Denavit Hartenberg, en la Tabla 15 se muestran los parámetros correspondientes a los ejes de la Ilustración 50

TABLA 15 - PARÁMETROS DEL MÉTODO DENAVIT HARTENBERG

Eje	$a_i$	$d_i$	$\alpha_i$	$\theta_i$
1	0	0	90	$\theta_1$
2	0	Altura de base + Altura motor	0	$\theta_2$

Cabe destacar, como ya se ha mencionado, el parámetro  $\theta_1$  representa el ángulo de giro del sistema VTOL, mientras que el parámetro  $\theta_2$  representa el ángulo de giro de la hélice respecto a la base del motor. Por otra parte, el parámetro  $d_2$ , representa la distancia entre el eje motor y el centro del disco que representa la hélice.

Una vez definidos los parámetros, las matrices de paso entre sistemas quedan definidas como:

$${}^0A_1 = \begin{bmatrix} \cos(\theta_1) & 0 & \sin(\theta_1) & 0 \\ \sin(\theta_1) & 0 & -\cos(\theta_1) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$${}^1A_2 = \begin{bmatrix} \cos(\theta_2) & -\sin(\theta_2) & 0 & 0 \\ \sin(\theta_2) & \cos(\theta_2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & d_2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (29)$$

Por tanto, y ya que  $\theta_2$  queda libre y puede considerarse nulo, la matriz de paso de ejes 0 a ejes 1 resulta en:

$${}^1A_2 = \begin{bmatrix} \cos(\theta_1) & 0 & \sin(\theta_1) & d_2 \cdot \sin(\theta_1) \\ \sin(\theta_1) & 0 & -\cos(\theta_1) & -d_2 \cdot \cos(\theta_1) \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (30)$$

Donde la última columna representa el vector de posición de los ejes dos respecto a los ejes cero. En este punto deben calcularse las velocidades angulares, siempre referidas a los ejes cero.

La velocidad absolutas en ejes cero resulta a priori nula en caso de crucero, sin embargo, puede ser sustituido por las velocidades de rotación de la aeronave:

$$\Omega_0 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (31)$$

La velocidad de giro en en ejes cero del mecanismo de transición puede escribirse como

$${}^0\omega_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_1 \end{bmatrix} \quad (32)$$

Y por tanto, su velocidad absoluta:

$$\Omega_1 = \Omega_0 + {}^0\omega_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta}_1 \end{bmatrix} \quad (33)$$

Por último, queda definir la velocidad de rotación de la hélice, donde la dirección de su vector dependerá del ángulo de giro del sistema VTOL.

$${}^1\omega_2 = \dot{\theta}_2 \cdot \begin{bmatrix} \text{sen}(\theta_1) \\ -\text{cos}(\theta_1) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (34)$$

Quedando la velocidad total como:

$$\Omega_2 = \Omega_1 + {}^1\omega_2 = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_2 \text{sen}(\theta_1) \\ -\dot{\theta}_2 \text{cos}(\theta_1) \\ \dot{\theta}_1 \end{bmatrix} \quad (35)$$

Definidas las velocidades, se definen las aceleraciones angulares como:

$$\dot{\Omega}_1 = \dot{\Omega}_0 + \ddot{\theta}_1 \cdot \vec{k}_0 + \Omega_0 \times {}^0\omega_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \ddot{\theta}_1 \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$\dot{\Omega}_2 = \dot{\Omega}_1 + \ddot{\theta}_2 \cdot \vec{k}_1 + \Omega_1 \times {}^1\omega_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \ddot{\theta}_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \ddot{\theta}_1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\theta}_2 \text{sen}(\theta_1) \\ -\dot{\theta}_2 \text{cos}(\theta_1) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (37)$$

Las velocidades de los ejes quedan definidas como\_

$$V_1 = V_0 + \Omega_1 \times P_{0-1} \quad (38)$$

$V_0$  en la ecuación anterior debe incluir las velocidades de vuelo del aparato y será el único término no nulo en la ecuación puesto que los ejes 0 y los ejes 1 coinciden en sus orígenes. Por tanto la velocidad lineal del eje dos queda como:

$$V_2 = V_0 + \Omega_2 \times P_{1-2} \quad (39)$$

La aceleración lineal del eje 1, por la razón expuesta anteriormente, ha de coincidir con la aceleración del eje 0:

$$\dot{V}_1 = \dot{V}_0 \quad (40)$$

Mientras que la aceleración del eje 2 queda como:

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_0 + \dot{\Omega}_1 \times P_{1-2} + \dot{\Omega}_1 \times (\dot{\Omega}_1 \times P_{1-2}) \quad (41)$$

Por último quedan definir las ecuaciones dinámicas, que, debido a la complejidad de su desarrollo quedan como objeto de otro proyecto [33] [36] [37]. Asimismo, la complejidad geométrica de los elementos que componen el sistema, los tensores de inercia de estos elementos resultan complejos por lo que para su obtención se recomienda la utilización de software CAD . A pesar de haber realizado los anteriores cálculos hasta este punto tomando como referencia los ejes cero, de aquí en adelante , para la simplificación de los cálculos se recomienda el trabajar en ejes 1.

$$\bar{F}_i = m_i \cdot \bar{A}_i \quad (42)$$

$$f_i = m_i(\bar{A}_i - \bar{g}) + f_{i+1} \quad (43)$$

$$\bar{N}_i = I_i \cdot \dot{\Omega}_i + \Omega_i \times (I_i \cdot \Omega_i) \quad (44)$$

$$n_i = n_{i+1} + (P_{i-1} \cdot \bar{s}_i) \times m_i(\bar{A}_i - \bar{g}) + P_{i-1} \cdot f_{i+1} + \bar{N}_i \quad (45)$$

Ya que en este punto del proyecto se desconoce de una forma precisa la composición de las piezas del motor, resulta imposible determinar los momentos de inercia de este. Asimismo, las prestaciones del mecanismo de rotación son desconocidas, pues este está por definir, por lo que estos cálculos se reservan para posteriores iteraciones del proyecto. [31]

## 6.2. MÉTODOS DE ROTACIÓN.

---

Se busca conseguir que el motor propulsivo sea capaz de rotar en un eje perpendicular a su propio eje de giro. Para ello, el motor será colocado en un soporte pivotante que permitirá este giro, sin embargo, existen multitud de formas para hacer que se produzca este giro de una forma automática. Ya que la forma más sencilla de generar un movimiento es partiendo de un eje giratorio, a continuación se detallan los mecanismos considerados para el caso a tratar:

### 6.2.1. TRANSMISIÓN DIRECTA

---

Resulta el mecanismo más sencillo a describir, consiste en el acoplamiento directo entre el eje del motor y la base pivotante. Como punto a favor, resulta en el mecanismo más ligero posible y fiable. Sin embargo, El espacio es limitado y puede verse fácilmente comprometido en el espacio disponible. Típicamente los motores eléctricos cuentan con poco par y muchas revoluciones, algo completamente opuesto a la aplicación de este mecanismo. Por el motivo mencionado anteriormente típicamente se requiere de una reductora mecánica a fin de lograr el par necesario,

con los inconvenientes asociados a este tipo de soluciones; complejidad mecánica y un alto peso asociado.

---

### 6.2.2. ACOPLAMIENTO MECÁNICO

---

En este caso, se busca convertir el movimiento veloz y de poco par de un motor eléctrico a conseguir un movimiento de mayor par y mayor resolución. Para ello se consideran dos soluciones:

- Transmisión por correa
- Transmisión articulada

Ambas soluciones pueden aportar una reducción mecánica al mecanismo, por contrapartida, resultan en un mayor peso del conjunto.

La articulada resulta en una mayor complejidad, tanto a la hora de diseño, como a la hora de implementación, pues es fácil que a la hora de realizar las uniones aparezcan holguras y/o rozamientos en el mecanismo. Asimismo, la suciedad y humedad pueden quedarse entre las uniones articuladas pudiendo provocar un atasco, y debido al minúsculo tamaño que debería tener la solución, resultaría en extremadamente frágil.

Por el contrario, la transmisión por correa dentada, resulta más idónea. Esta solución no requiere de lubricantes más allá de los que se utilizaran de facto. Además, existen soluciones comerciales que minimizan las posibles holguras entre piñones y correa, pudiendo lograr así una posición precisa en la base pivotante.

---

### 6.2.3. MECANISMO DE BIELA-MANIVELA MEDIANTE HUSILLO

---

Por último, el mecanismo más complejo, consiste en utilizar un husillo para lograr un movimiento lineal, y de esta forma mover un mecanismo de biela manivela para rotar la base donde se apoya el motor propulsivo. Este mecanismo a pesar de resultar el complejo y potencialmente pesado, cuenta con ventajas mecánicas importantes.

En primer lugar, es un mecanismo no reversible es decir, el motor podría mover la base, sin embargo, una fuerza en la base no podría mover el eje motor, a pesar de que este no estuviera oponiendo un par resistente. Asimismo, el husillo provee una resolución mucho mayor que cualquier otra solución a la base. Por el contrario resulta en un mecanismo relativamente lento por lo que la estabilidad de la aeronave en transición debería estar garantizada.

---

## 6.3. MOTOR DE ROTACIÓN

---

A la hora de realizar la rotación de los motores, se busca que sea un mecanismo sencillo, fiable y ligero. Estas características conducen inequívocamente a la utilización de un motor eléctrico. Sin embargo, existen multitud de motores y métodos de control. Es por ello, que busca determinar cuál es la tecnología óptima, tanto a nivel de movimiento como a nivel de control.

---

### 6.3.1. MOTORES DE CORRIENTE CONTINUA

---

Los motores de corriente continua, son los motores más simples que nos podemos encontrar, proporcionan altas velocidades de rotación a cambio de proporcionar poco par. Esto resulta en que a priori sin una transmisión pueden resultar poco útiles.

El método de control resulta extremadamente sencillo partiendo de una instalación en corriente continua como proporcionan las baterías, pues un simple “puente en H” y una modulación de pulso puede controlar tanto el sentido como velocidad del motor. Por fortuna, en el mundo del radiocontrol los servomotores llevan mucho tiempo usándose.

Un servomotor como los mencionados anteriormente, incluye en su interior una caja de reducción, un potenciómetro y un mecanismo de control estandarizado, todo ello por un coste de unos pocos de euros, haciendo puedan considerarse incluso como desechables. Si bien es cierto, existen modelos algo más costosos que cuentan con características deseables tal como control digital o engranajes metálicos.



ILUSTRACIÓN 51 - ESQUEMA CONSTRUCTIVO DE UN SERVOMOTOR

Un motor de continua no puede controlarse de una forma precisa a menos que se cuente con algún tipo de lectura de posición del eje, ya sea en el eje primario, tal como los servomotores, o en el eje secundario.

---

### 6.3.2. MOTORES PASO A PASO

---

Son motores con un alto número de polos que pueden controlarse mediante activación de sus respectivas fases. El alto número de polos implica que su velocidad es limitada en comparación con los motores de corriente continua mencionados anteriormente. Como ventaja cuentan con un alto par de arrastre, y se puede hacer un control discreto del ángulo de giro. Esto implica que una vez conocida su posición y a menos que se ejerza un par abusivo sobre su eje, podremos conocer la posición de este sabiendo los pasos que se han dado en cada dirección, pues cada paso representa una cantidad angular discreta y determinada. Como inconvenientes el peso por unidad de potencia es algo superior al resto de opciones.

Como mecanismo de control, es común utilizar el concepto mencionado anteriormente, sin embargo, para conocer la posición absoluta de este, se requiere de establecer alguna forma adicional. Típicamente esto se logra mediante dos métodos:

- Encoder absoluto: Se coloca un sensor capaz de medir la posición absoluta del eje de salida o de entrada a la transmisión, la colocación de un dispositivo de este tipo tiene grandes complejidades de instalación sin embargo, puede proporcionar un método de medición libre de fallos
- Interruptor de final de carrera: Se hace un paso previo de inicialización donde el motor se mueve en una dirección hasta encontrarse con un interruptor, a partir de ahí, cuenta con una referencia absoluta siempre y cuando el motor no sea forzado. Resulta la solución más simple sin embargo, pueden producirse errores.

---

### 6.3.3. MOTORES BLDC

---

Motores síncronos de imanes permanentes, al igual que los motores principales, típicamente controlados mediante controles electrónicos de velocidad (ESC), optimizados para lograr una alta velocidad, pueden aplicarse este tipo de motores electrónicas más preparadas para un movimiento lento.

Típicamente, este tipo de motores se utiliza típicamente en estabilizadores de cámaras, de tal forma que orientan la cámara independientemente de los movimientos del operador. El uso de este motor logra movimientos mucho más suaves y sin embargo son capaces de proporcionar un alto par. Al ser motores síncronos su posición es completamente dependiente del campo eléctrico y por tanto, al igual que con los motores paso a paso, se puede lograr un movimiento relativo, es decir, se puede controlar el movimiento, siempre y cuando el control tenga previamente una referencia de su posición. Típicamente esto se hace al igual que en motores paso a paso y existe la posibilidad además de incorporar una IMU para orientar el sistema respecto a tierra.

---

## 6.4.ELECCIÓN DE SOLUCION DE ROTACIÓN

---

Primero se debe comprobar que soluciones mecánicas son compatibles con cada solución electromotriz. Para ello se muestra en la Tabla 16 la compatibilidad entre soluciones.

TABLA 16 - COMPATIBILIDAD ENTRE SOLUCIONES ELÉCTRICAS Y MECANICAS

	Transmisión directa	Acoplamiento mediante correa	Biela manivela
Motor DC(servo)	Si	Si	No,
Paso a Paso	No	Si	Si
BLDC	No	Si	Si

Entre las soluciones propuestas se descartan todas aquellas relacionadas con el mecanismo biela- manivela, pues se considera extremadamente complejo y fuera del alcance de este proyecto, a pesar de representar potencialmente la mejor solución a largo plazo. Sin embargo a continuación se presentará un breve análisis cinemático del mecanismo.

Por otro lado, las soluciones más factibles e implementables a corto plazo para realizar pruebas de vuelo resultan en aquellas compuestas de un servo. Sin embargo, en el diseño conceptual definido anteriormente resulta complicada lograr una transmisión directa por lo que se deberá aplicar un acoplamiento mecánico.

Por último las soluciones basadas en motores paso a paso y en motores BLDC sería implementables a medio plazo, siempre y cuando se pueda contar con una electrónica capaz de regular el control de posición. Sin embargo, se propone también métodos de implementación de soluciones.

### Evaluación de propuestas de rotación

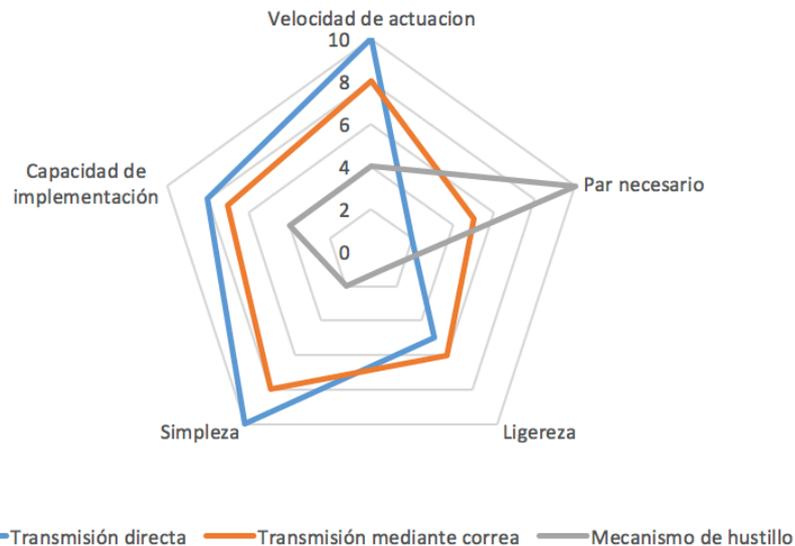


ILUSTRACIÓN 52 - COMPARACIÓN CUALITATIVA DE LOS MÉTODOS DE ROTACIÓN

## 6.5. CRITERIOS DE DISEÑO DE LA SOLUCIÓN.

Ya que se requiere una solución polivalente y altamente adaptable a las transmisiones y motores descritos anteriormente, se realizará un diseño generalista que cumpla con los requisitos de esfuerzos mencionados en el apartado 6.1. Ya que a priori todas las hélices serán iguales en diámetro, el bastidor de soporte deberá asegurar una distancia de al menos un radio de hélice respecto a cualquier parte de la aeronave. De esta forma se evita que el flujo de aire saliente de la hélice delantera, así como el flujo de aire entrante a la hélice trasera, impacte con cualquier superficie alar, restando empuje a esta. Asimismo, para garantizar un empuje simétrico, se realizará el modelo de tal forma que los motores sean equidistantes al centro de gravedad total de la aeronave.

Como ya se ha mencionado previamente, los puntos de anclaje del bastidor se realizarán a los travesaños principales del ala que cruzan todo el modelo. De esta forma se simplifica la unión entre el bastidor y el resto de la aeroductura, sin influir en superficies aerodinámicas.

Ya que fue demostrado que cualquier elemento que se encuentre en el flujo de aire acelerado por la hélice resta empuje. El bastidor deberá ser realizado de tal forma que presente una sección mínima en la dirección axial de la hélice. Este será realizado en materiales compuestos pues cuentan con una alta resistencia y un bajo peso, es decir, materiales óptimos para aeronaves.

En cuanto a la rotación de los motores, y como se ha mencionado previamente, se realizará una base rotativa, a la cual podrán ser atornillados los motores. Esta deberá permitir al menos 110 grados de rotación, a fin de garantizar la posición horizontal, la posición vertical y cierta holgura para

poder gestionar el ángulo de empuje. Idealmente, esta pieza será diseñada para ser fabricada en materiales compuestos, al igual que el bastidor, sin embargo, ya que puede resultar algo compleja, no se descarta el aluminio como solución factible.

Por último, ya que el sistema será implementado en la mitad de la superficie alar, este ha de garantizar una continuidad del perfil aerodinámico, y en la medida de lo posible influir lo menor posible en la sustentación del aparato. Es por ello, que se realizará un carenado que continúe el perfil aerodinámico. Esta pieza será realizada en plástico de mediante técnicas de fabricación aditiva. Esta técnica resulta óptima para piezas de geometría compleja y proporciona un acabado superficial direccional, puede mejorar las características de la superficie aerodinámica [38].

## 6.6. SOLUCIÓN CONSTRUCTIVA

Cumplidos los requisitos mencionados en el apartado anterior se propone la solución de la Ilustración 53. en azul se muestra el bastidor realizado en fibra de vidrio, mecanizado mediante control numérico o corte por chorro de agua. Como puede verse, para garantizar continuidad de la superficie alar, se parte del perfil aerodinámico para posteriormente añadir dos extrusiones en dirección delantera y trasera. Se realizan vaciados tanto para garantizar que la solución es compatible con las piezas provistas por el fabricante de la aeronave sin modificación alguna así como los soportes para los travesaños del ala y para el paso de cables

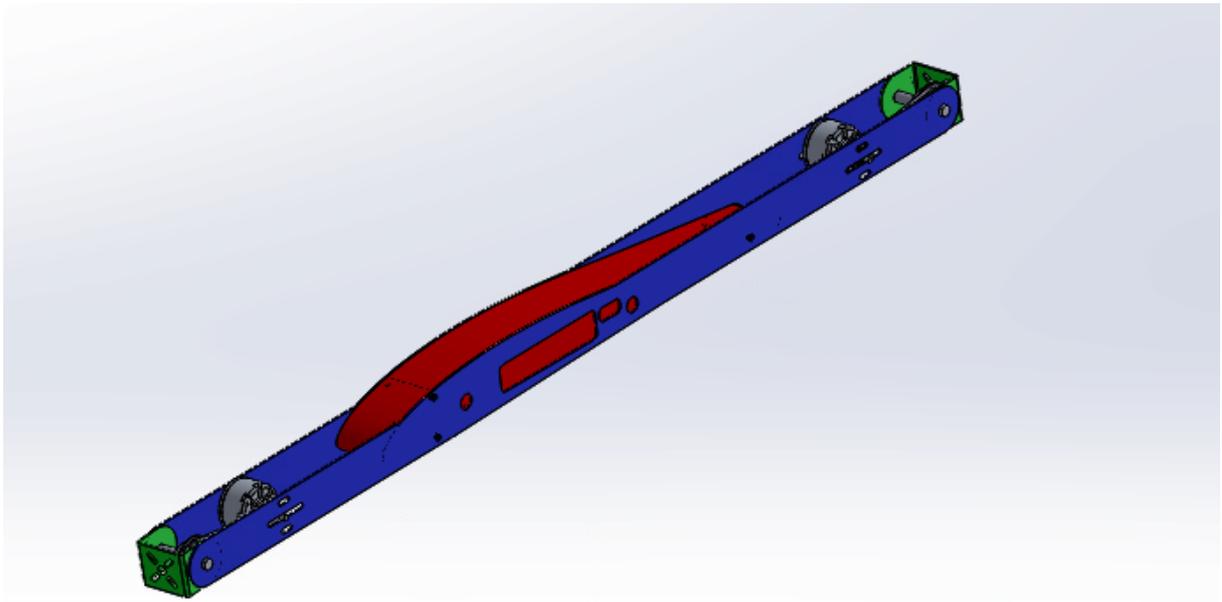


ILUSTRACIÓN 53 - SOLUCIÓN PROPUESTA PARA EL MECANISMO VTOL

Retirado uno de los bastidores, puede verse como la solución es hueca ( Ilustración 54), dejando espacio para electrónica de control adicional, tanto para los controladores de los motores como para el mecanismo de rotación. Ambos bastidores se unen entre sí mediante separadores de nylon, comúnmente utilizados en electrónica.

Los soportes de motor (verde), idealmente serán realizados en aluminio de 1 mm de espesor, sin embargo, debido a su bajo volumen, puede considerarse su fabricación en acero. Ya que se parte

de chapa plana, como método ideal de fabricación, se propone el corte mediante laser o mediante chorro de agua, sin embargo, ya que se admiten grandes tolerancias dimensionales, otros métodos son válidos. Debido a la naturaleza de las operaciones de plegado, para lograr el paralelismo entre caras se recomienda la utilización de un útil específico para la pieza.

Como puede observarse, toda la carga se transmite directamente desde el soporte motor a los largueros exclusivamente a través del bastidor, por lo que el dimensionamiento resultará sencillo.

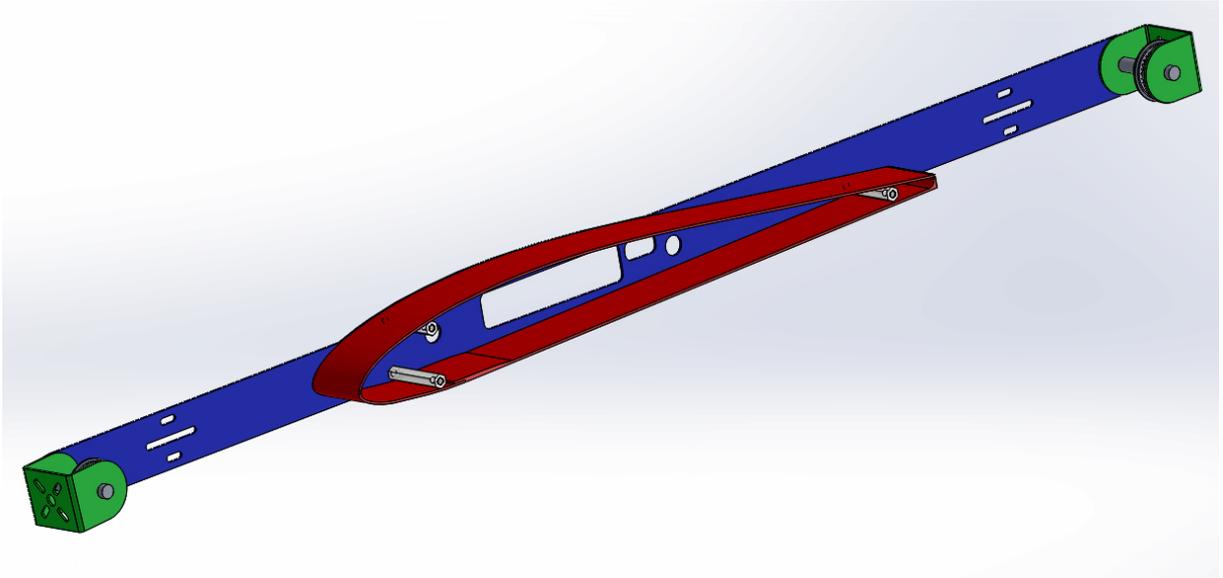


ILUSTRACIÓN 54 - INTERIOR DE LA SOLUCIÓN DISEÑADA



## CAPITULO 7 - CONCLUSIONES

---

Como se ha descrito en los anteriores apartados, resulta aparente que se han cumplido los objetivos propuestos al comienzo del desarrollo. Por un lado resulta crucial una adecuada elección de aeronave base. Si bien es cierto, que cualquier aeronave es susceptible de ser modificada, la elección ha resultado óptima. La ampliación de envergadura permite una localización idónea para la ubicación de los componentes que permiten la rotación de las hélices. Asimismo, contar con travesaños donde realizar el acoplamiento y realizar la transmisión de cargas asegura que las superficies aerodinámicas no serán dañadas debidas a cargas mal apoyadas.

Por otra parte, el método utilizado para la realización del proceso de ingeniería inversa, a pesar de haber resultado satisfactorio, ha resultado un proceso tedioso, con alta dependencia de la luz ambiente y de la habilidad del operador. Para futuros desarrollos resultaría interesante contar con un sistema de luz estructurada capaz de obtener la geometría completa en una sola captura. El valor de realizar esta captura se demuestra tanto en el apartado aerodinámico, como en el apartado de diseño.

En cuanto al análisis aerodinámico, la extracción del perfil aerodinámico ha resultado en un proceso sencillo una vez se cuenta con el modelo CAD. Esto asegura que los datos introducidos posteriormente en el software de análisis son precisos. A pesar de ello, se esperan diferencias significativas entre el análisis del perfil aerodinámico realizado en X-Foil respecto a un ensayo en un túnel de viento del mismo perfil.

Asimismo, y como ya cabe esperar, los análisis mediante métodos de elementos finitos tridimensionales, no resultan de gran utilidad. El tiempo y recursos consumidos por el cálculo de un único caso no justifican su uso al menos en esta primera iteración del proyecto. Sin embargo, se han utilizado para confirmar los resultados proporcionados a través del método de paneles, tales como el ángulo de ataque crítico y el desprendimiento de la capa límite

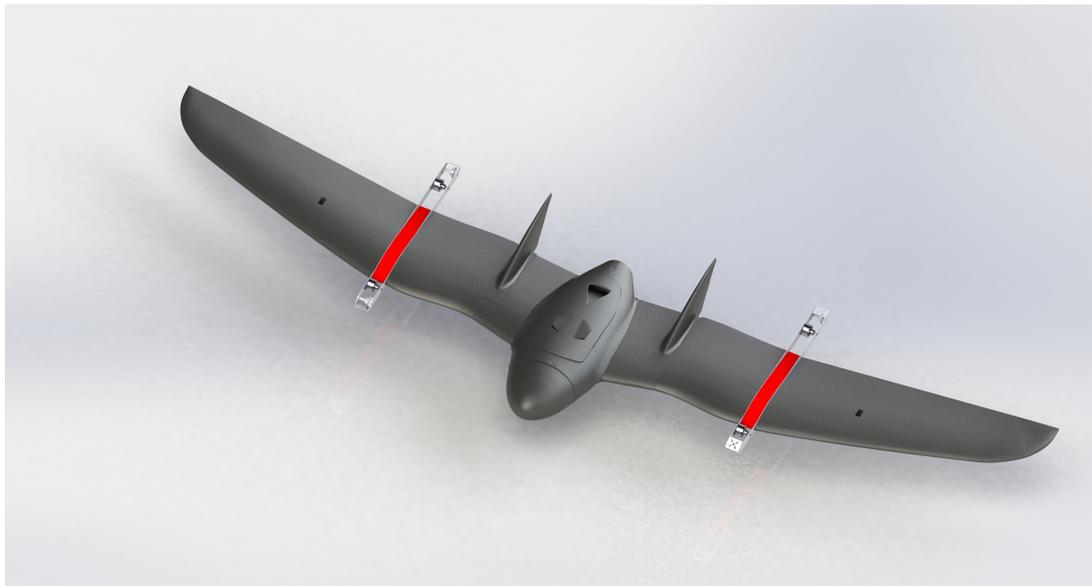


ILUSTRACIÓN 55 - RENDERIZADO FINAL DE LA AERONAVE

La importación de datos a Matlab, tanto de las características aerodinámicas como de los datos de ensayos de empuje de hélices realizados en la universidad de Urbana Champaign [29], permite relacionar todos los parámetros aerodinámicos y mecánicos además de realizar rápidas iteraciones para llegar a una solución óptima. Esto, permitirá en un futuro, realizar iteraciones rápidas cuando se definan los pesos de los componentes. Como ya ha sido mencionado previamente, los resultados obtenidos acerca de la hélice propulsora, son coherentes con investigaciones previas, por lo que se espera que los resultados funcionen de forma satisfactoria, sin embargo, se requerirá de pruebas de vuelo y en túnel de viento para determinar cómo influyen estas hélices sobre el resto de la aeroestructura.

Por último, el proceso de diseño ha resultado complejo debido a las múltiples opciones disponibles a implementar. Sin embargo se ha llegado a un compromiso que permite la instalación de cualquier sistema. Ya que en esta fase el diseño resulta todavía experimental, el poder incorporar de una forma sencilla varios mecanismos y actuadores es una característica valiosa a este nivel.

Sin embargo, como se ha demostrado, este concepto permite una autonomía muy superior a un cuadricóptero tradicional, lo que resulta perfecto para la misión que se pretende

---

## 7.1. FUTUROS DESARROLLOS

---

Como se ha mencionado anteriormente, el diseño propuesto es una primera iteración de diseño, basado en cálculos analíticos y en resultados empíricos realizados en otras universidades. Es por ello que se propone la verificación de estos ensayos.

En el apartado aerodinámico sería conveniente un análisis exhaustivo de la resistencia aerodinámica de la aeronave de tal forma que se defina de un modo preciso el coeficiente de resistencia. De la misma manera, ya que se cuenta con empuje diferencial, los planos estabilizadores con los que cuenta la aeronave base generan resistencia aerodinámica parásita adicional, mientras que no proporcionan ninguna ventaja a priori, por lo que su retirada debe ser estudiada.

Por otra parte, en este tipo de aeronaves, se requiere de un análisis en profundidad de los métodos de control, pues como se ha visto en el apartado 2.4, se produce un fuerte acoplamiento entre los grados de libertad y las salidas del sistema. Por último, y tras determinarse el método de control de transición óptimo, se deberá elegir el sistema electromecánico que controle la rotación de los métodos propuestos.

Cabe volver a destacar, que como ocurre en todos aquellos proyectos con una alta complejidad a nivel de estudio de fluidos, la verificación del modelo resulta crucial. El último paso, antes de comenzar una nueva iteración será llevar a cabo pruebas tanto de vuelo como de túnel de viento. También deberá estudiarse la utilización de todas las cuatro hélices en vuelo en vez de únicamente dos, lo que lleva a estudiar, ya que se ha determinado en este proyecto que al ser dos hélices suficientes, cuales resultan óptimas en vuelo, si las delanteras o las traseras.

## BIBLIOGRAFIA

---

- [1] R. Álvarez Hernández, «Diseño de un vehículo aéreo no tripulado para el transporte de pequeñas cargas,» Madrid, 2014.
- [2] Y. Aktas, U. Ozdemir, Y. Dereli, A. Tarhan, A. Cetin, A. Vuruskan, B. Yuksek, H. Cengiz, S. Basdemir, M. Ucar, M. Genctav, A. Yukselen, I. Ozkol, M. Kaya y G. Inalhan, «A Low Cost Prototyping Approach for Design Analysis and Flight Testing of the TURAC VTOL UAV,» *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2014 International Conference on*, pp. 1029 - 1039, 27-30 5 2014.
- [3] T. Matsumoto, A. Konno, R. Suzuki, A. Oosedo, K. Go y M. Uchiyama, «Agile Turnaround Using Post-Stall Maneuvers for Tail-Sitter VTOL UAVs,» *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2010 IEEE/RSJ International Conference on*, pp. 1612-1617, 18-22 10 2010.
- [4] K. Ang, J. Cui, T. Pang, K. Li, K. Wang, Y. Ke y B. Chen, «Development of an Unmanned Tail-sitter with Reconfigurable Wings/ U-Lion,» *Control & Automation (ICCA), 11th IEEE International Conference on*, pp. 750-755, 18-20 6 2014.
- [5] T. Matsumoto, K. Kita, R. Suzuki, A. Oosedo, K. Go, Y. Hoshino, A. Konno y M. Uchiyama, «A hovering control strategy for a tail-sitter VTOL UAV that increases stability against large disturbance,» *Robotics and Automation (ICRA), 2010 IEEE International Conference on*, pp. 54 - 59, 3-7 5 2010.
- [6] L. Daizong, «Design of a New VTOL UAV by Combinig Cycloidal Blands and FanWing Propellers,» *Aerospace Conference*, pp. 1-8, 2-9 3 2013.
- [7] T. Mikami y K. Uchiyama, «Design of Flight Control System for Quad Tilt-Wing UAV,» *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2015 International Conference on*, pp. 801-805, 9-12 6 2015.
- [8] M.-D. Hua, T. Hamel, P. Morin y C. Samson, «A Control Approach for Thrust-Propelled Underactuated Vehicles and its Application to VTOL Drones,» *Automatic Control, IEEE Transactions on*, vol. 54, nº 8, pp. 1837-1853, 08 2009.
- [9] A. Bhanja Chowdhury, A. Kulhare y G. Raina, «A generalized control method for a Tilt-rotor UAV stabilization,» *Cyber Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER), IEEE International Conference on*, pp. 309-314, 27-31 5 2012.
- [10] G. Jiashun y W. Sanmin, «Vibration Characteristics Analysis of a Tilt-Rotor Transmission-Wing System,» *Information and Automation (ICIA), 2010 IEEE International Conference on*, pp. 365-370, 20-23 6 2010.
- [11] T. Strand y J. ".-2. h. d. a. h. q. Ennis, «MV-22B High Density Altitude Handling Qualities,» *Aerospace Conference*, pp. 1-7, 10-12 3 2012.

- [12] M. Potsdam y M. Silva, «Tilt Rotor Aeromechanics Phenomena in Low Speed Flight,» *Users Group Conference (DOD\_UGC'04)*, 7-11 6 2004.
- [13] E. Cetinsoy, «Design and Control of a Gas-Electric Hybrid Quad Tilt-Rotor UAV with Morphing Wing,» *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2015 International Conference on* , pp. 82-91, 9-12 06 2015.
- [14] F. S. W. D. N. K. Nonami, *Autonomous Flying Robots*, Tokyo: Springer, 2010.
- [15] P. Spanoudakis, N. Tsourveloudis y K. Valavanis, «Design Specifications for an Unmanned VTOL,» *Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference on* , vol. 4, nº April, pp. 3616-3621, 1 5 2004.
- [16] U. Ozdemir, Y. Aktas, K. Demirbag, A. Erdem, G. Kalaycioglu, I. Ozkol y G. Inalhan, «Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System,» *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), International Conference on*, pp. 214-220, 28-31 3 2013.
- [17] H. Song y C. Underwood, «A Mars VTOL Aerobot – Preliminary Design, Dynamics and Control,» *Aerospace Conference*, pp. 1-14, 3-10 3 2007.
- [18] I. Gregory, K. Ackerman, S. Snyder y P. Rothhaar, «Adaptive Control for Tilt-Wing VTOL UAV,» pp. 2535-2535, 1-3 7 2015.
- [19] C. Hancer, K. Oner, E. Sirimoglu, E. Cetinsoy y M. Unel, «Robust Position Control of a Tilt-Wing Quadrotor,» *ecision and Control (CDC), 2010 49th IEEE Conference on*, pp. 4908-4913, 15-17 12 2010.
- [20] T. Minohara, «Guidance at changing propulsion between vertical and horizontal,» *igital Avionics Systems Conference (DASC), 2010 IEEE/AIAA 29th* , 3-7 10 2010.
- [21] J. Escareo, S. Salazar y R. Lozano, «Modelling and Control of a Convertible VTOL Aircraft,» *Decision and Control, 2006 45th IEEE Conference on*, pp. 69-74, 13-15 12 2006.
- [22] D. A. Ta, I. Fantoni y R. Lozano, «Modeling and Control of a Tilt tri-rotor Airplane,» *American Control Conference (ACC)*, pp. 131-136, 27-29 6 2012.
- [23] C. Papachristos, K. Alexis y A. Tzes, «Towards a High-End Unmanned Tri-TiltRotor/ Design, Modeling and Hover Control,» *Control & Automation (MED), 2012 20th Mediterranean Conference on*, pp. 1579-1584, 3-6 6 2012.
- [24] N. Hoffer, C. Coopmans, A. Jensen y YangQuan Chen, «Small low-cost unmanned aerial vehicle system identification: A survey and categorization,» de *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 2013.
- [25] P. Pounds y R. Mahony, «Design principles of large quadrotors for practical applications,» de *International Conference on Robotics and Automation*, 2009.
- [26] S. Bouabdallah, «Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying,»

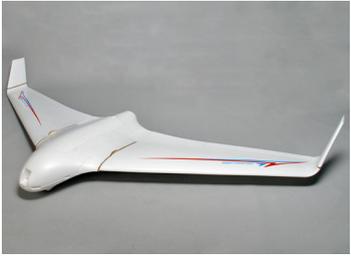
École Polytechnique Fédérale de Lausanne. , 2007.

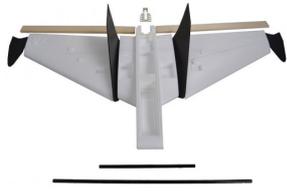
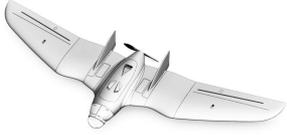
- [27] J. Devaud, S. Najko, P. Le Nahedic, C. Maussire, E. Zante y J. Marzat, «Full design of a low-cost quadrotor UAV by student team,» de *International Conference on System Engineering and Technology (ICSET)*, 2012.
- [28] S. K. Phang, C. Cai, B. Chen y Tong Heng Lee, «Design and mathematical modeling of a 4-standard-propeller (4SP) quadrotor,» de *10th world congress on Intelligent control and automation* , 2012 .
- [29] G. Ananda, «UIUC Propeller Database,» 2008. [En línea]. Available: <http://aerospace.illinois.edu/m-selig/props/propDB.html#MAS>.
- [30] N. Barlate Floro da Silva y K. Castelo Branco, «A new concept of VTOL as fixed-wing,» *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2013 International Conference on* , pp. 811-817, 28-31 5 2013.
- [31] G. Flores y R. Lozano, «Transition Flight Control of the Quad-Tilting Rotor Convertible MAV,» *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2013 International Conference on* , pp. 789-794, 28-31 5 2013.
- [32] Y.-s. Kang, B.-J. Park, C.-S. Yoo, S.-H. Chang, S.-W. Choi y S.-O. Koo, «Ground Test Results of Rotor Governor and Rate SAS for Small Tilt Rotor UAV,» *Control, Automation and Systems, 2007. ICCAS '07. International Conference on* , , pp. 830-835, 17-20 10 2007.
- [33] A. Vuruskan, B. Yuksek, U. Ozdemir, A. Yukselen y G. Inalhan, «Dynamic Modeling of a Fixed-Wing VTOL UAV,» *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2014 International Conference on* , pp. 483-491, 27-30 5 2014.
- [34] J. B. Brandt y M. S. Selig, «Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers,» 2011.
- [35] H. W. T. John L Crigler, «Charts for determining propeller efficiency,» *National Advisory Committee for aeronautics*, 0 1944.
- [36] P. Sinha, P. Esden-Tempski, C. Forrette, J. Gibboney y G. Horn, «Versatile, Modular, Extensible VTOL Aerial Platform with Autonomous Flight Mode Transitions,» *Aerospace Conference*, pp. 1-17, 3-10 3 2012.
- [37] A. Lindqvist, E. Fresk y G. Nikolakopoulos, «Optimal Design and Modeling of a Tilt Wing Aircraft,» *Control and Automation (MED), 2015 23th Mediterranean Conference on* , pp. 701-708, 16-19 6 2015.
- [38] E. Flynn, «Low-cost approaches to UAV design using advanced manufacturing techniques,» de *Integrated STEM Education Conference (ISEC)*, 2013.
- [39] 3DRobotics, 2014. [En línea]. Available: [DIYdrones.com](http://DIYdrones.com).
- [40] S. Gupte, P. Mohandas y J. Conrad, «"survey of quadrotor Unmanned Aerial Vehicles",» *Proceedings of IEEE*, 2012.

- [41] H. Lim, J. Park, D. Lee y H. Kim, «Build Your Own Quadrotor: Open-Source Projects on Unmanned Aerial Vehicles,» *Robotics & Automation Magazine*, vol. 19, nº 3.
- [42] H. Almurib, P. Nathan y T. Kumar, «Control and path planning of quadrotor aerial vehicles for search and rescue,» *Proceedings of SICE Annual Conference (SICE)*, 2011.
- [43] R. Sa, G. Barreto, A. de Araujo y A. Varela, «Design and construction of a quadrotor-type unmanned aerial vehicle: Preliminary results,» *Workshop Engineering Applications (WEA)*, 2012.
- [44] B. Bluteau, R. Briand y O. Patrouix, «Design and Control of an Outdoor Autonomous Quadrotor powered by a four strokes RC engine,» de *Conference on IEEE Industrial Electronics*, 2006.
- [45] J. Gebauer, P. Koci y P. Sofer, «Multicopter potentialities,» de *15th IFAC World Congress*, Barcelona, 2002.
- [46] D. Mellinger, N. Michael, M. Shomin y V. Kumar, «Recent advances in quadrotor capabilities,» de *Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2011.
- [47] N. aundes, V. Wunsch, S. Hohnstein, B. Glass y M. Vetter, «Research paper on the topic of different UAV drive train qualification and parameter sets,» de *Digital Avionics Systems Conference (DASC)*,, 2013.
- [48] P. Z. S. Spakovszky, «Unified: Thermodynamics and Propulsion,» 2014. [En línea]. Available: <http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node86.html>.
- [49] F. Senkul y E. Altug, «Adaptive Control of a Tilt – Roll Rotor Quadrotor UAV,» pp. 1132-1137, 27-30 5 2014.
- [50] A. Kahvecioglu y N. Alemdaroglu, «Optimal Design of a Miniature Quad Tilt Rotor UAV,» *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2015 International Conference on*, pp. 1118-1127, 9-12 6 2015.
- [51] M.-D. Hua, T. Hamel, P. Morin y C. Samson, «A Control Approach for Thrust-Propelled Underactuated Vehicles and its Application to VTOL Drones,» *Automatic Control, IEEE Transactions on*, vol. 54, nº 8, pp. 1837-1853, 08 2009.



## ANEXO A.- COMPARACIÓN DE AEROESTRUCTURAS

Imagen			
Modelo		Skywalker X-5 FPV / UAV Flying Wing 1180mm	Skywalker X-8 FPV / UAV Flying Wing 2
Precio		Factores Centesimal 58	157
Obligatorio	Coste	0,252157917	0,810612245
Obligatorio	Apariencia	0,006226121	0,487346939
Obligatorio	Versatilidad	0,037356728	6
Obligatorio	Fiabilidad	0,104065172	4
Obligatorio	Seguridad	0,056035093	5
Obligatorio	Funcionalidad	0,068487336	7
Obligatorio	Calidad	0,045846894	6
Opcional	Reparabilidad	0,104065172	7
Opcional	Capacidad de Carga	0,056035093	6
Opcional	Simplicidad	0,037356728	8
Opcional	Transportabilidad	0,084052639	6
Opcional	Durabilidad	0,104065172	7
Opcional	Disponibilidad	0,006226121	5
Opcional	Prestaciones	0,014008773	5
Opcional	Maniobrabilidad	0,02401504	8
	Posicion Binaria	4	1
	Posicion Centesimal	3	1
120mm Wicked Wing XL Slope Combat Flying Wing		EPPPhantom FPV Flying Wing EPO Airplane 1550mm	VX-79 Buffalo FPV Flying Wing EPO Airplane 2
57		74	245
0,813877551		0,758367347	0,2
	3	8	9
	5	6	7
	5	5	5
	5	7	7
	5	5	7
	4	6	8
	8	6	6
	2	6	7
	9	5	5
	3	6	7
	8	4	4
	5	5	5
	5	5	5
	9	7	6
	3	6	2
	4	6	2

		
<p>2000byking™ SkyRay Flying Wing FPV Model 1213mm EPO</p>		<p>RVJET Flying Wi</p>
<p>115</p>	<p>200</p>	<p>169</p>
<p>0,624489796</p>	<p>0,346938776</p>	<p>0,448163265</p>
<p>7</p>	<p>2</p>	<p>7</p>
<p>9</p>	<p>5</p>	<p>9</p>
<p>5</p>	<p>5</p>	<p>6</p>
<p>5</p>	<p>6</p>	<p>5</p>
<p>7</p>	<p>7</p>	<p>7</p>
<p>6</p>	<p>4</p>	<p>7</p>
<p>4</p>	<p>7</p>	<p>8</p>
<p>7</p>	<p>3</p>	<p>6</p>
<p>3</p>	<p>6</p>	<p>4</p>
<p>4</p>	<p>6</p>	<p>7</p>
<p>2</p>	<p>7</p>	<p>6</p>
<p>5</p>	<p>5</p>	<p>5</p>
<p>5</p>	<p>5</p>	<p>5</p>
<p>4</p>	<p>6</p>	<p>5</p>
<p>7</p>	<p>5</p>	<p>3</p>
<p>7</p>	<p>5</p>	<p>1</p>



## ANEXO B.- COORDENADAS DE PERFIL UNITARIO RVJET

Perfil RVJET NORMALIZADO			
Coordenada X	Coordenada Y		
100.000	0.00000	0.15924	0.06325
0.99290	0.00098	0.14196	0.06064
0.98109	0.00262	0.12526	0.05770
0.96756	0.00447	0.10937	0.05447
0.95188	0.00661	0.09447	0.05096
0.93376	0.00905	0.08072	0.04724
0.91354	0.01175	0.06824	0.04337
0.89229	0.01454	0.05712	0.03948
0.87106	0.01728	0.04742	0.03574
0.85005	0.01990	0.03914	0.03229
0.82895	0.02247	0.03212	0.02918
0.80759	0.02501	0.02621	0.02646
0.78602	0.02753	0.02122	0.02401
0.76441	0.03007	0.01699	0.02171
0.74281	0.03263	0.01339	0.01947
0.72120	0.03522	0.01031	0.01721
0.69956	0.03783	0.00769	0.01492
0.67798	0.04044	0.00550	0.01256
0.65664	0.04306	0.00371	0.01015
0.63550	0.04573	0.00231	0.00770
0.61439	0.04849	0.00127	0.00523
0.59326	0.05131	0.00057	0.00277
0.57230	0.05410	0.00015	0.00036
0.55165	0.05673	0.00000	0.00200
0.53111	0.05918	0.00012	0.00433
0.51053	0.06146	0.00057	0.00670
0.48992	0.06360	0.00143	0.00903
0.46939	0.06561	0.00281	0.01125
0.44912	0.06744	0.00471	0.01327
0.42917	0.06904	0.00707	0.01512
0.40949	0.07036	0.00988	0.01685
0.38995	0.07139	0.01317	0.01857
0.37047	0.07213	0.01702	0.02037
0.35099	0.07258	0.02168	0.02226
0.33143	0.07274	0.02693	0.02407
0.31168	0.07263	0.03226	0.02560
0.29171	0.07227	0.03931	0.02721
0.27162	0.07173	0.04644	0.02844
0.25171	0.07102	0.05808	0.02978
0.23229	0.07010	0.07178	0.03072
0.21339	0.06891	0.08803	0.03153
0.19496	0.06738	0.10599	0.03237
0.17692	0.06550	0.12424	0.03304
		0.14250	0.03332
		0.16131	0.03320
		0.18102	0.03277
		0.20152	0.03210
		0.22261	0.03123
		0.24409	0.03026
		0.26583	0.02925
		0.28771	0.02824
		0.30960	0.02725
		0.33133	0.02628
		0.35274	0.02534
		0.37370	0.02436
		0.39418	0.02327
		0.41424	0.02204
		0.43400	0.02080
		0.45363	0.01975
		0.47332	0.01892
		0.49325	0.01819
		0.51351	0.01744
		0.53415	0.01655
		0.55515	0.01555
		0.57630	0.01454
		0.59736	0.01362
		0.61834	0.01279
		0.63929	0.01197
		0.65994	0.01111
		0.68007	0.01034
		0.69991	0.00977
		0.71985	0.00914
		0.74010	0.00843
		0.76085	0.00783
		0.78205	0.00723
		0.80339	0.00661
		0.82466	0.00604
		0.84561	0.00550
		0.86565	0.00497
		0.88401	0.00451
		0.90005	0.00414
		0.91325	0.00381
		0.91693	0.00371
		100000	0.00000

## ANEXO C.- ALGORITMO DE OPTIMIZACIÓN

- Cálculos Generales

```

clc
clear

Importaciondatos %importación de datos aerodinámicos extraidos de XFOIL

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%DATOS ATMOSFÉRICOS%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

T=20; %[°C
gamma=1.4;
Altitud= 700; %[m] ALTITUD ASL
P_alt=101325*(1-2.25577e-5*Altitud)^.25588; %[Pa] Presion a altitud
rho=P_alt/(286.9*(T+273.1)); %[kg/m^3]
c=sqrt(gamma*P_alt/rho); %[m/s]

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%DATOS AERONAVE%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%Superficies Alares[cm^2]

A_washout=233.92;
A_Extremo=2268.19;
A_Media=1432.96;
A_Fuselaje=760.6;

Inc_wash=0;

%Pesos [g]

Airframe= 3000; %Peso de aerestructura
Baterias= 2000;%Peso de Baterias
Motores= 300;%Peso de motores y helice
Payload= 500;%Carga de Pago util

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%OTRAS VARIABLES%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
g=9.80665; %[m/s^2]
Rotores_horizontal=2
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
Calculos_Aeronave %Cálculos de vuelo de la aeronave

Importado_datos%Importa los datos de performance de las hélices a una estructura
Calculo_helice %Calcula el punto de trabajo para la hélice en la aeronave

Determinacion_helice_optima

clearvars -except Helice_ordenada Despegue Optimo Rendimiento_max Helice_ordenada1

```

- Calculos\_Aeronave.m

```

% clc
% clear

addpath('Calculo Aeronave')
%Cálculos aerodinámicos
Area_total=(A_washout*Inc_wash+A_Extremo+A_Media+A_Fuselaje)/(100^2); %[m^2]

AUW=Airframe+Baterias+Motores+Payload; %Peso Total de aeronave con carga ALL UP WEIGHT

N=AUW*g/1000;

Lift=N;

%Coeficiente aerodinámico Fuselaje
Cd_Fuselaje=0.02
A_Fuselaje=97555.06/1000^2
%Crucero a velocidad dada
Crucero.Mach= 0.05;
Crucero.Velocidad=Crucero.Mach*c; %[m/s]
Crucero.Velocidad_kmh=Crucero.Velocidad*3.600;
Crucero.Re=Crucero.Velocidad*0.3/1.4207E-5;

Crucero.Clcrucero=Lift/(ro*Crucero.Velocidad^2*Area_total/2);

Crucero.Alfainterpl=interp1(Cl,Alpha,Crucero.Clcrucero);
Crucero.Cdcrucero=interp1(Alpha,Cd,Crucero.Alfainterpl); %Sacado de XFOIL

Crucero.Lift=Crucero.Clcrucero*ro*Crucero.Velocidad^2*Area_total/2;

Crucero.Drag=1/2*ro*Crucero.Velocidad^2*Crucero.Cdcrucero*Area_total+1/2*ro...
    *Crucero.Velocidad^2*Cd_Fuselaje*A_Fuselaje;

%Velocidad Min de despegue:
Despegue.Clmax=max(Cl);%sacado de Xfoil
Despegue.Alpha=interp1(Cl,Alpha,Despegue.Clmax);
Despegue.Vmin=sqrt(N*2/(Despegue.Clmax*ro*Area_total));
Despegue.Cd=interp1(Alpha,Cd,Despegue.Alpha);
Despegue.Minempuje=1/2*ro*Despegue.Vmin^2*Despegue.Cd*Area_total+1/2*ro...
    *Crucero.Velocidad^2*Cd_Fuselaje*A_Fuselaje;

%Velocidad Optima de Crucero
ClCd=Cl./Cd;
ClCdmax=max(ClCd);

Optimo.alfa=interp1(ClCd,Alpha,ClCdmax);
Optimo.Cl=interp1(Alpha,Cl,Optimo.alfa)
Optimo.Cd=interp1(Alpha,Cd,Optimo.alfa);
Optimo.Vcrucero=sqrt(N*2/(Optimo.Cl*ro*Area_total))
Optimo.VcruceroKmh=Optimo.Vcrucero*3.6
Optimo.EmpujeCrucero=(1/2)*ro*Optimo.Vcrucero^2*Optimo.Cd*Area_total+1/2*...
    ro*Crucero.Velocidad^2*Cd_Fuselaje*A_Fuselaje; %[N]

```

- Importado\_datos.m

```

% clear
% clc

%se añade el archivo de hélices a los datos
%addpath('RawPropellerData')
% Specify the folder where the files live.
myFolder = '/Volumes/Macintosh HD/Users/Rodrigo/Copy/Proyecto_cuadricoptero/Proyectos/Rodri
myFolder = 'C:\Users\Rodrigo\Google Drive\Proyecto_cuadricoptero\Proyectos\Rodrigo - Hibrid

% Check to make sure that folder actually exists. Warn user if it doesn't.
if ~isdir(myFolder)
    errorMessage = sprintf('Error: The following folder does not exist:\n%s', myFolder);
    uiwait(warndlg(errorMessage));
    return;
end
% Get a list of all files in the folder with the desired file name pattern.
filePattern = fullfile(myFolder, '*.txt'); % Change to whatever pattern you need.clc

theFiles = dir(filePattern);
for k = 1 : length(theFiles)
    baseFileName = theFiles(k).name;
    fullFileName = fullfile(myFolder, baseFileName);
    fprintf(1, 'Now reading %s\n', fullFileName);
    clc
    fprintf(1, 'Progreso: %.2f', 100*k/length(theFiles));

    % Now do whatever you want with this file name,
    % such as reading it in as an image array with imread()

    if strfind(baseFileName, 'geom')
        Nombre_archivo=strsplit(theFiles(k).name, '.txt');
    else

        Nombre_archivo=strsplit(theFiles(k).name, '.txt');
        Info=strsplit(Nombre_archivo{1}, '_');
        Aux_fabricante=Info{1};

        if strfind(baseFileName, 'static')

            Aux_Tam=cellstr(Info{2});
            Aux_desc=cellstr(Info{4});%
            Aux_Rpm(1)=cellstr('static');
            Info_tam=strsplit(Info{2}, 'x');
            Aux_dim=Info_tam(1);
            Aux_pitch=Info_tam(2) ;

        else

            Aux_Tam=cellstr(Info{2});
            Aux_desc=cellstr(Info{3});
            Aux_Rpm2=strsplit(Info{4}, '.');
            Aux_Rpm=Aux_Rpm2(1);
            Info_tam=strsplit(Info{2}, 'x');
            Aux_dim=Info_tam(1);
            Aux_pitch=Info_tam(2);

```

```

end

%Hacer comun el nombre de archivo
Nombre_archivo=strcat(Info(1),'_',Info(2));
Nombre_archivo=strrep(Nombre_archivo, '_', '_');
Helice_aux.(Nombre_archivo).nombre=Nombre_archivo;
Helice_aux.(Nombre_archivo).Marca=char(Aux_fabricante(1));
Helice_aux.(Nombre_archivo).Diam=cell2mat(Aux_dim);
Helice_aux.(Nombre_archivo).Pitch=cell2mat(Aux_pitch);
estructura=char(strcat('RPM_',Aux_Rpm(1)));
Helice_aux.(Nombre_archivo).RPM.(estructura)=importdata(baseFileName);

%la conversion a reales se pasa en el archivo Calculo_helices
end
end

%Corrección doble set datos
Tol_RPM=150;
clearvars -except Helice_aux Optimo Despegue Rotores_horizontal AUV T P_alt ro c
nacho

```

```

clc
clear('a', 'Helice_aux_v2')
Tol_RPM=150;
%Helice_aux_v2.apcsp_10x5 = Helice_aux.apcsp_10x5
Helice_aux_v2 = Helice_aux;

nometer=[];
n_helices=fieldnames(Helice_aux_v2);
for i=1:length(n_helices)-1
    RPMS_Disponibles=fieldnames(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).RPM);
    for j=1:length(RPMS_Disponibles)-1
        rp_name=strsplit(RPMS_Disponibles{j}, '_');
        rp_name=str2num(char(rp_name(2)));
        if(~isempty(rp_name))
            for k=1:length(RPMS_Disponibles)-1
                rp_name_2=strsplit(RPMS_Disponibles{k}, '_');
                rp_name_2=str2num(char(rp_name_2(2)));
                if(~isempty(rp_name_2))
                    if(abs(rp_name-rp_name_2)<Tol_RPM && abs(rp_name-rp_name_2)>0)

                        nueva = num2str(ceil(rp_name/2+rp_name_2/2));

                        a.(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre).RPM.(strcat('RPM_',nueva)).data = ...
                            union(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).data, ...
                                Helice_aux_v2.(n_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{k}).data, 'rows');

                        %a.(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre).RPM.(strcat('RPM_',nueva)) = Helice_aux_v2.(n_helices{i}).Pitch

                        break;
                    end
                end
            end
            if(k==length(RPMS_Disponibles)-1)
                a.(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre).RPM.(RPMS_Disponibles{j}) ...
                    = Helice_aux_v2.(n_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j});
                %'entro'
            end
        end
    end
end

if(ismember('RPM_static', RPMS_Disponibles))
    a.(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre).RPM.RPM_static =...
        Helice_aux_v2.(n_helices{i}).RPM.RPM_static;
end

a.(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre).Diam = Helice_aux_v2.(n_helices{i}).Diam;
a.(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre).Pitch = Helice_aux_v2.(n_helices{i}).Pitch;
a.(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre).Marca = Helice_aux_v2.(n_helices{i}).Marca;
a.(Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre).nombre = Helice_aux_v2.(n_helices{i}).nombre;
end
Helice=a;
Helice.ma_11x10=Helice_aux_v2.ma_11x10;

```

- Calculo\_Helice.m

```

%Realizar la importación de datos

%Cálculo de la hélice

Nombres_helices=fieldnames(Helice);

Vcrucero=Optimo.Vcrucero;

for i=1:length(Nombres_helices)
%Datos de entrada (unidades habituales)
  RPMS_Disponibles=fieldnames(Helice.(Nombres_helices{i}).RPM);

  for j=1:length(RPMS_Disponibles)

    Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j});

    D=str2double(Helice.(Nombres_helices{i}).Diam); %Diámetro helice [pulgadas]
    D=D*25.4/1000;
    P=str2double(Helice.(Nombres_helices{i}).Pitch); %Paso de la hélice [pulgadas]

    aux=strsplit(RPMS_Disponibles{j}, 'RPM_');
    n=aux(2);

    v=strcmp(n, 'static');
    clear n
    n=str2double(aux(2))/60;
    if v==1

      RPM=Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).data(:,1);
      Ct=Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).data(:,2);
      Cp=Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).data(:,3);

      RPS=RPM/60;
      V=0;
      Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).RPM=RPM;
      Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).T=Ct*ro.*RPS.^2.*D^4; %Ecuacion empuje

      Cq=Cp/(2*pi); %Par de hélice

      Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).P=Cp*ro.*...
        RPS.^3.*D^5; %Potencia de hélice

      Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).Q=Cq*ro.*...
        RPS.^2.*D^5; %Par de hélice
      %%%%%%%%%%%%%%%
      fit_static=polyfit( Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.RPM_static.T, ...

```

```

#####
fit_static=polyfit( Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.RPM_static.T, ...
    Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.RPM_static.RPM,2);
Helice.(Nombres_helices{i}).RPMhover=polyval(fit_static,AUW/4000);
Helice.(Nombres_helices{i}).Thrust_hover=AUW/4000;

%
    X2=0:1:10000;
%
    plot(Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.RPM_static.RPM, Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.RPM_static.T,'*r')
%
    hold on
%
    Y2=polyval(fit_static,X2);
%
    plot(X2,Y2);
%
    hold off
#####
else

J=Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).data(:,1);
Ct=Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).data(:,2);
Cp=Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).data(:,3);
eta=Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).data(:,4);

%Datos en S.I (kg,m,j,s)

%Cálculo

Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).V=J*n*D; %Ratio de Avance

Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).T=Ct*ro*n^2*D^4; %Ecuacion empuje

Cq=Cp/(2*pi); %Par de hélice

Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).P=Cp*ro*n^3*D^5; %Potencia de hélice

Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).O=Cq*ro*n^2*D^5; %Par de hélice
Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).rendimiento=eta;
%Rendimiento

hold on

    title(Nombres_helices{i})
    subplot(1,2,1)

plot( Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).V, Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).T,'*');
%plot( Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).V, Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).rendimiento,'+')
xlabel('Velocidad libre del aire [m/s]')
ylabel('Empuje [N]')

fit_T=polyfit( Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).V,...
    Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).T,2);
fit_ETA=polyfit( Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).V...
    , Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.(RPMS_Disponibles{j}).rendimiento,3);

X2=1:0.1:20;
Y2=polyval(fit_T,X2);

```

```

plot(X2,Y2)
%Guardar el ajuste para la velocidad

Helice.(Nombres_helices{i}).extra(j,2)=polyval(fit_T,Vcrucero);
Helice.(Nombres_helices{i}).extra(j,1)=n*60;
Helice.(Nombres_helices{i}).extra(j,3)=polyval(fit_ETA,Vcrucero);
end

%Helice.(Nombres_helices{i}).RPM.RPM_static
end

plot(Vcrucero,Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,2),'or');

subplot(1,2,2)
hold on
plot(Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,1),Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,2),'or');

fit_vcrucero_Cte=polyfit(Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,1),...
    Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,2),2);
plot((0:10:10000),polyval(fit_vcrucero_Cte,(0:10:10000)),'b')

%plot(Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,1),Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,2),'or');
fit_vcrucero_Cte2=polyfit(Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,2),...
    Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,1),2);
plot(polyval(fit_vcrucero_Cte2,Optimo.EmpujeCrucero),Optimo.EmpujeCrucero,'*g')
xlabel('Velocidad angular a velocidad del aire libre dada [RPM]')
ylabel('Empuje [N]')
clear extra
hold off
close

end

clearvars -except Helice Nombres_helices Optimo Despegue Rotores_horizontal

```

- Determinación\_Helice\_optima.m

```

clear Var_ordenacion_rend posicion valor Helice_ordenada
clc

Velocidad_crucero=Optimo.VcruceroKmh;%km/h

Velocidad_crucero=Velocidad_crucero*1000/3600;

Empuje_min=Optimo.EmpujeCrucero;%COMPROBAR UNIDADES
Empuje_rotor=Empuje_min/Rotores_horizontal;

n_max=0;
Rendimiento_max=0;
j=0;
for i=1:length(Nombres_helices)
%Datos de entrada (unidades habituales)

    Fun_aux_T=polyfit( Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,2),Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,1),2);
    Fun_aux_ETA=polyfit( Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,1),Helice.(Nombres_helices{i}).extra(:,3),2);

    RPM=polyval(Fun_aux_T,Empuje_rotor);
    Rendimiento=polyval(Fun_aux_ETA,RPM);
    Helice.(Nombres_helices{i}).rendaextra=Rendimiento;
    Helice.(Nombres_helices{i}).RPMrendaextra=RPM;

    Var_ordenacion_rend(i,1)=Rendimiento;

    if Rendimiento>Rendimiento_max && Rendimiento<1

        Helice_optima=Helice.(Nombres_helices{i});
        Helice_optima.RPMOptimos=RPM;
        Helice_optima.ETAOptimos=Rendimiento;
        Rendimiento_max =Rendimiento;
    end
end

for i=1:length(Var_ordenacion_rend)

    [valor,posicion]=max(Var_ordenacion_rend);
    numhelice=strcat('helice_',(num2str(i)));

    Helice_ordenada.(numhelice)=Helice.(Nombres_helices(posicion));
    Var_ordenacion_rend(posicion,1)=0;
end

Nombres_helices2=fieldnames(Helice_ordenada)
k=1
for i=1:length(Var_ordenacion_rend)

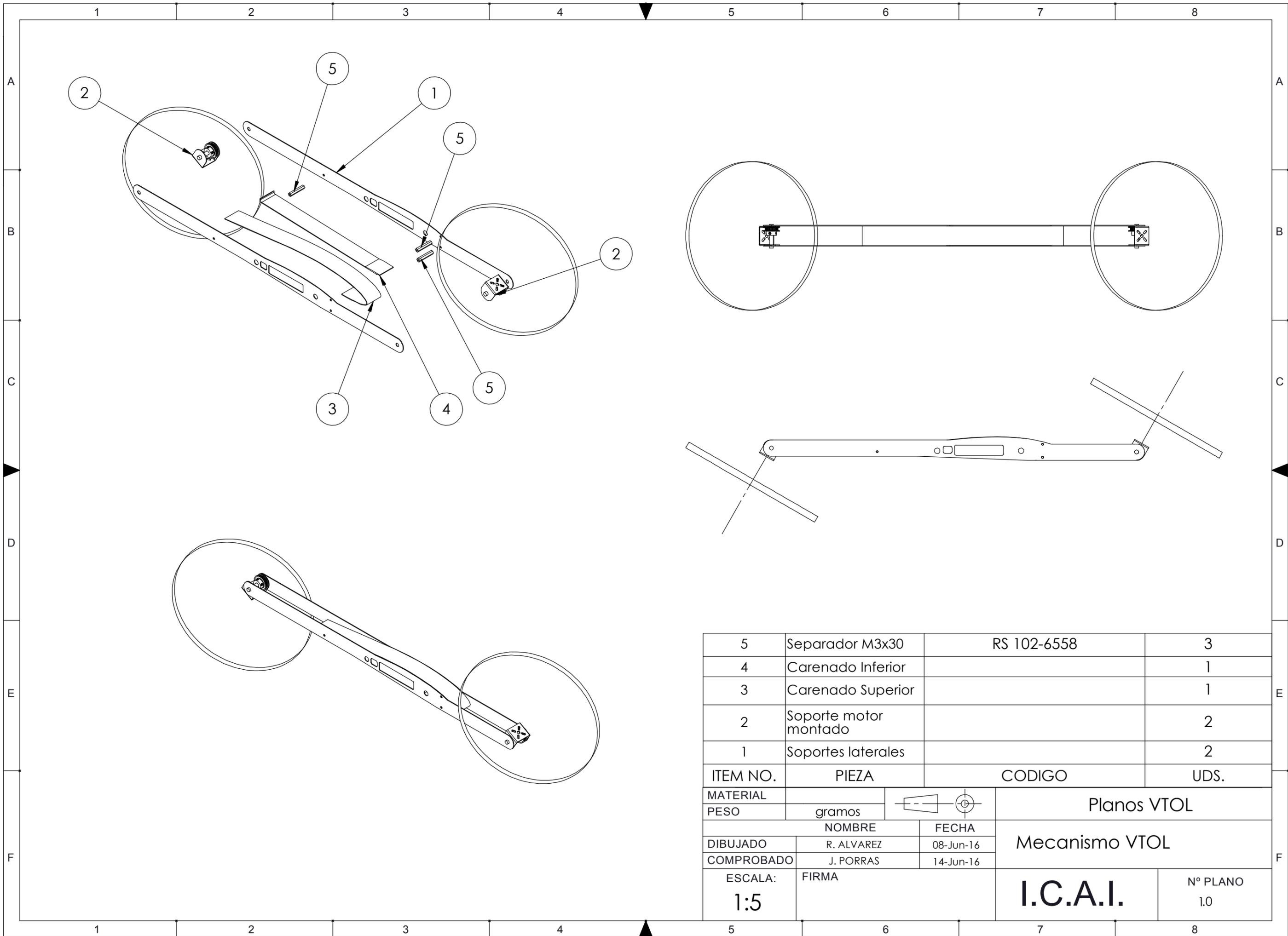
    if Helice_ordenada.(Nombres_helices2{i}).rendaextra<1
        Helice_ordenada.(Nombres_helices2{k})=Helice_ordenada.(Nombres_helices2{i})
        k=k+1
    end
end
clear Helice_ordenada

```

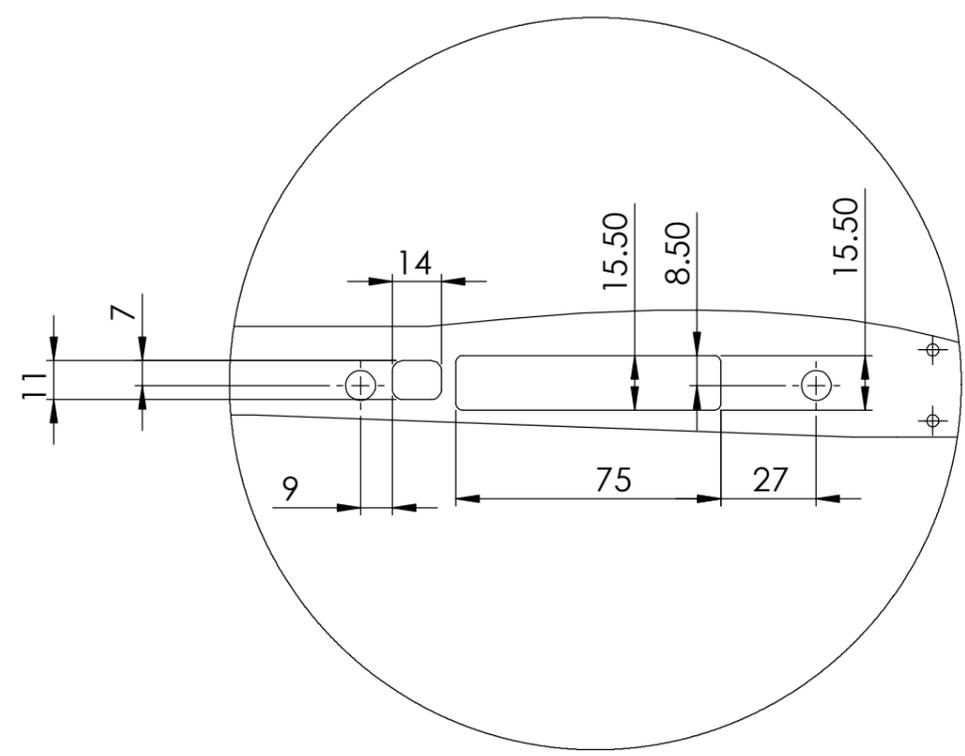
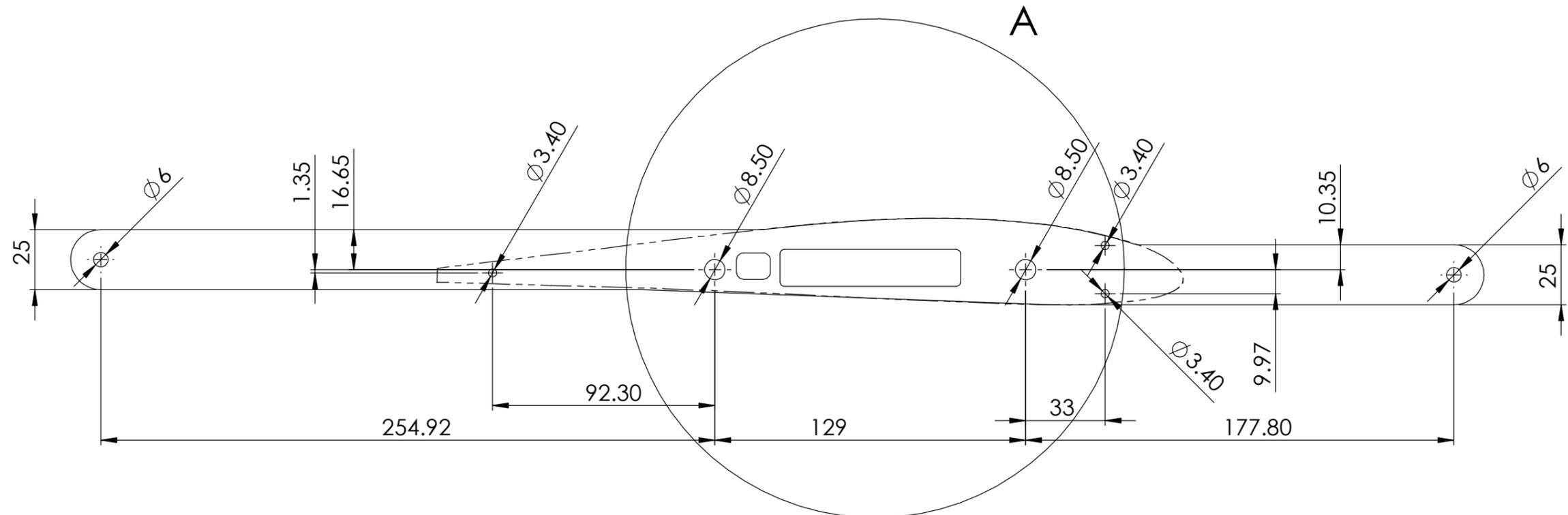
ANEXO D.- PLANOS

---

---



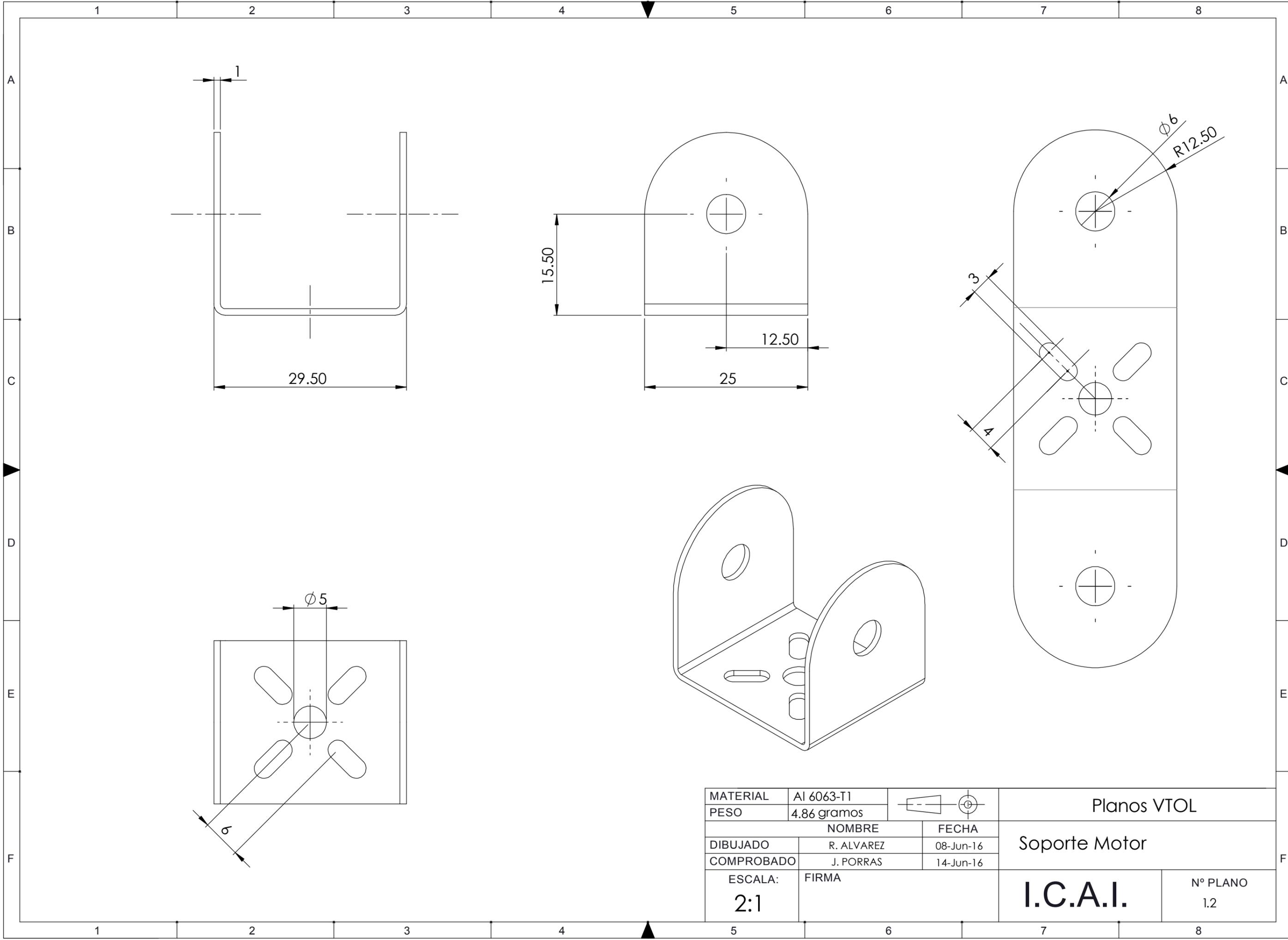
5	Separador M3x30	RS 102-6558	3
4	Carenado Inferior		1
3	Carenado Superior		1
2	Soporte motor montado		2
1	Soportes laterales		2
ITEM NO.	PIEZA	CODIGO	UDS.
MATERIAL		Planos VTOL	
PESO	gramos		
	NOMBRE	FECHA	Mecanismo VTOL
DIBUJADO	R. ALVAREZ	08-Jun-16	
COMPROBADO	J. PORRAS	14-Jun-16	
ESCALA:	FIRMA	I.C.A.I.	
1:5			
		Nº PLANO	1.0



Detalle A

Las coordenadas del perfil aerodinámico se dan en el anexoB

MATERIAL	E-Glass fibre		Planos VTOL	
PESO	39 gramos		Soporte Lateral	
	NOMBRE	FECHA	<b>I.C.A.I.</b>	
DIBUJADO	R. ALVAREZ	08-Jun-16		
COMPROBADO	J. PORRAS	14-Jun-16		
ESCALA:	FIRMA		Nº PLANO	1.1
	1:2			



MATERIAL	Al 6063-T1	
PESO	4.86 gramos	
	NOMBRE	FECHA
DIBUJADO	R. ALVAREZ	08-Jun-16
COMPROBADO	J. PORRAS	14-Jun-16
ESCALA:	FIRMA	
	2:1	

Planos VTOL	
Soporte Motor	
I.C.A.I.	Nº PLANO 1.2