



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA


Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Estudio CFD de las prestaciones de un vehículo aéreo no tripulado cuadrotor y con propulsión distribuida

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Aeronáutica

AUTOR/A: Vicente Hernández, Eneko

Tutor/a: Margot, Xandra Marcelle

CURSO ACADÉMICO: 2021/2022

12 de septiembre de 2022

*Dedicado a todas las personas que me han ayudado a sacar adelante este trabajo.
A mi tutora Xandra y a mi familia por su apoyo constante*

Resumen

Este trabajo se centra en el estudio de la aerodinámica del dron Valaq 120 de la empresa UAV Works. Este dron combina las características de un UAV de ala fija con las propiedades de un dron quadrotor, lo que le permite despegar y aterrizar verticalmente.

Mediante este estudio se busca conocer las características aerodinámicas del vuelo en crucero para encontrar los puntos de mejora y proponer nuevas soluciones que mejoren la eficiencia aerodinámica en esta fase del vuelo. Para ello se utiliza la ciencia de estudio CFD (*Computational Fluid Dynamics*), cuyo objetivo es simular las condiciones de los fluidos mediante cálculos computacionales. Haciendo uso de un *software* CFD se simularán las condiciones del flujo alrededor del dron en el vuelo de crucero y se interpretarán los resultados obtenidos.

Además se propondrán distintos puntos de mejora, desde variar el modo de vuelo hasta añadir nuevos elementos al UAV o cambiar la posición de la planta propulsora. Todo este estudio partirá desde un modelo inicial, mejorando la geometría hasta obtener una versión CAD del dron real. El presente trabajo se desarrollará cronológicamente, detallando cada paso de diseño y simulación CFD dado hasta obtener la geometría final.

Palabras clave: Propulsión distribuida, dron, CFD, quadrotor, generador de vórtices

Abstract

This paper focuses on the aerodynamic study of the Valaq 120 drone designed by the company UAV Works. This drone combines the characteristics of a fixed-wing UAV with the properties of a quadrotor drone, allowing it to take off and land vertically.

The aim of this study is to understand the aerodynamic characteristics of the cruise flight in order to find the points of improvement and propose new solutions to improve the aerodynamic efficiency of the drone in this phase of flight. For this purpose, CFD (Computational Fluid Dynamics) is used. (Computational Fluid Dynamics), which aims to simulate fluid conditions by means of computational calculations. The flow conditions around the drone during the cruise flight are simulated using CFD software and the results obtained will be interpreted.

In addition, points for improvement will be proposed, ranging from varying the flight mode to adding new elements to the UAV or changing the position of the propulsion plant. This whole study starts from an initial model, improving the geometry until a CAD version of the real drone is obtained. The present study will be developed chronologically, detailing each step of the design and CFD simulation process until the final geometry is obtained.

Keywords: Distributed propulsion, UAV, CFD, quadrotor, vortex generator

Resum

Aquest treball se centra en l'estudi de l'aerodinàmica del dron Valaq 120 de l'empresa UAV Works. Aquest dron combina les característiques d'un UAV d'ala fixa amb les propietats d'un dron quadrotor, la qual cosa li permet enlairar i aterrar verticalment.

Mitjançant aquest estudi es busca conèixer les característiques aerodinàmiques del vol en creuer per a trobar els punts de millora i proposar noves solucions que milloren l'eficiència aerodinàmica en aquesta fase del vol. Per a això s'utilitza la ciència d'estudi CFD (Computational Fluid Dynamics), l'objectiu del qual és simular les condicions dels fluids mitjançant càlculs computacionals. Fent ús d'un programari CFD se simularan les condicions del flux al voltant del dron en el vol de creuer i s'interpretaran els resultats obtinguts.

A més es proposaran punts de millora, des de variar la manera de vol fins a afegir nous elements al UAV o canviar la posició de la planta propulsora. Tot aquest estudi partirà des d'un model inicial, millorant la geometria fins a obtindre una versió CAD del dron real. El present treball es desenvoluparà cronològicament, detallant cada pas de disseny i simulació CFD dau fins a obtindre la geometria final.

Paraules clau: Propulsió distribuïda, dron, CFD, quadrotor, generador de vòrtexs

Índice general

1. Introducción	1
1.1. Introducción	1
1.2. Motivación	2
2. Enunciado del problema	3
2.1. Enunciado	3
2.2. Estructura del trabajo	3
3. Objetivos	5
3.1. Objetivos	5
4. Metodología	6
4.1. VALAQ 120	6
4.2. Condiciones de estudio	9
4.3. Software utilizado	10
5. Fundamentos teóricos	11
5.1. Teoría de mecánica de fluidos	11
5.1.1. Ecuaciones de Navier-Stokes	11
5.1.2. Ecuación de Bernoulli	12
5.1.3. Conocimientos básicos de aerodinámica	12
5.2. Propulsión distribuida	14
5.2.1. Ventajas de la propulsión distribuida	15
5.3. Generadores de torbellinos	16
5.3.1. Funcionamiento de los generadores de torbellinos	17
5.3.2. Forma de los generadores de torbellinos	19
5.3.3. Agrupación de los generadores de torbellinos	19
6. Proceso de diseño y análisis	22
6.1. Esquema del proceso	22
6.2. Ala simple	23
6.2.1. Volumen fluido	23
6.2.2. Mallado	24
6.2.3. Set-up	27
6.2.4. Resultados	28
6.3. Slot	30

6.4.	Ala con motores y hélice en estático	34
6.5.	Ala con motores y hélice en movimiento	37
6.5.1.	Volumen fluido	37
6.5.2.	Mallado	38
6.5.3.	Set-up	43
7.	Resultados	45
7.0.1.	Ventajas de la propulsión distribuida	54
7.1.	Utilización de generadores de torbellinos	56
7.2.	Resultados finales y posibles soluciones	58
7.2.1.	Modo de vuelo óptimo	59
8.	Conclusiones	61
8.1.	Estudios futuros	61
9.	Presupuesto	63
9.1.	Coste de recursos humanos	63
9.2.	Coste de <i>software</i>	63
9.3.	Coste de equipos informáticos	64
9.4.	Coste del consumo	64
9.5.	Presupuesto final	65

Índice de figuras

1.1. Logo UAV Works (<i>Fuente: www.uavworks.es</i>)	2
4.1. Valaq 120 (<i>Fuente: www.uavworks.es</i>)	6
4.2. Proceso de despegue-crucero-aterri-zaje del Valaq 120	7
4.3. Geometría inicial del Valaq 120	9
5.1. Ejes y momentos de una aeronave (<i>Fuente: www.profeiteo.blogspot.com</i>) . .	13
5.2. Ejemplos de aeronaves con propulsión distribuida (<i>Fuente: www.nasa.gov // www.airlinetravel.ro</i>)	15
5.3. Flujo alrededor de una pelota lisa (a) y rugosa (b)	17
5.4. Evolución del perfil de velocidad dentro de la capa límite sobre una superficie aerodinámica (<i>Fuente: “Research on Aerodynamic Drag Reduction by Vortex Generators” por Masaru Koike, Tsunehisa Nagayoshi, Naoki Hamamoto</i>) . .	18
5.5. Flujo alrededor de un generador de torbellinos (<i>Fuente: “Research on Aerodynamic Drag Reduction by Vortex Generators” por Masaru Koike, Tsunehisa Nagayoshi, Naoki Hamamoto</i>). Traducción: VG (Generador de torbellino), Streamwise vortex (corriente aguas abajo del generador de torbellino), Acceleration due to streamwise vortex (aceleración debido a la influencia del generador de torbellino)	18
5.6. Formas de generadores de torbellinos (<i>Fuente: www.sciencedirect.com</i>)	19
5.7. Variación de la posición de los centros de los torbellinos en un plano perpendicular a la dirección de desarrollo de estos, para una pareja de VG (a) y para un array de VG (b) (<i>Fuente: Ola Lögberg Research</i>)	20
5.8. Variación de la posición de los centros de los torbellinos en el plano de desarrollo de estos, para una pareja de VG (a) y para un array de VG(b) (<i>Fuente: Ola Lögberg Research</i>)	20
5.9. Aumento del área de los torbellinos a lo largo de la dirección de desarrollo de estos, para una pareja de VG (a) y para un array de VG (b) (<i>Fuente: Ola Lögberg Research</i>)	21
5.10. Array de VG agrupados por parejas en el extradós de un ala (<i>Fuente: www.aviationconsumer.com</i>)	21
6.1. Proceso de simulación CFD	22
6.2. Volumen fluido	23
6.3. Mallado del volumen fluido inicial	25
6.4. Mallado en la zona del ala	26
6.5. Mallado alrededor de un corte transversal del ala (perfil aerodinámico) . . .	26

6.6.	Mallado detallado sobre la superficie extradós del ala	26
6.7.	Nomenclatura de las zonas del volumen fluido	28
6.8.	Líneas de corriente de velocidad sobre el ala simple	29
6.9.	Escena de velocidad sobre el plano de simetría del ala simple	30
6.10.	Vista en planta del Valaq 120 donde se aprecia el <i>slot</i>	31
6.11.	Mallado del extradós del ala del Valaq 120 donde se aprecia el <i>slot</i>	31
6.12.	Gráfica C_P en un plano paralelo al plano de simetría con slot	32
6.13.	Gráfica C_P en un plano paralelo al plano de simetría sin slot	33
6.14.	Líneas de corriente de velocidad sobre el extradós del ala	33
6.15.	Coefficiente de presión sobre el Valaq 120	34
6.16.	Carenado y pilón del motor del Valaq 120	35
6.17.	Hélice del Valaq 120	35
6.18.	Geometría final del Valaq 120	36
6.19.	Mallado del Valaq 120 con planta propulsora	36
6.20.	Volumen fluido externo e interno	37
6.21.	Zoom del volumen de fluido interno	38
6.22.	Mallado del volumen final	41
6.23.	Mallado del volumen interior	42
6.24.	Mallado sobre la superficie del ala, motores y alrededor de las hélices	42
6.25.	Mallado de uno de los volúmenes de las hélices	42
6.26.	Zoom mallado en punta de pala de una de las hélices	43
7.1.	Líneas de corriente sobre el Valaq 120	46
7.2.	Líneas de corriente producidas por las hélices (1)	47
7.3.	Líneas de corriente producidas por las hélices (2)	47
7.4.	Escenas de velocidad sobre planos del Valaq 120	48
7.5.	Contornos de velocidad en los entornos de la hélice	48
7.6.	Vectores de velocidad sobre las hélices	49
7.7.	C_L vs Ángulo de ataque °	49
7.8.	C_D vs Ángulo de ataque °	50
7.9.	C_L/C_D vs Ángulo de ataque °	50
7.10.	C_L vs C_D	51
7.11.	Empuje de una hélice vs Ángulo de ataque °	51
7.12.	Contorno de velocidad en plano perpendicular al ala a 35° de ángulo de ataque	52
7.13.	C_L vs Ángulo de ataque ° para diversos ángulos de elevon	53
7.14.	C_D vs Ángulo de ataque ° para diversos ángulos de elevon	53
7.15.	Configuraciones de motor Valaq 120	54
7.16.	C_l vs Ángulo de ataque °	55
7.17.	Geometría de los generadores de torbellinos utilizados	56
7.18.	Plano con medidas en mm de los VG	56
7.19.	Generadores de torbellinos en el ala del Valaq 120	57
7.20.	Detalle de los generadores de torbellinos en el ala del Valaq 120	57
7.21.	Línea de corriente de velocidad generadas por los VG	58
7.22.	Torbellinos generados por los VG	58

Índice de cuadros

4.1. Características técnicas del Valaq 120	7
6.1. Resultados del estudio de independencia de malla	24
6.2. Parámetros del mallado de la geometría inicial	25
6.3. Resultados aerodinámicos del estudio del ala simple	29
6.4. Resultados aerodinámicos del estudio del ala simple con <i>slot</i>	31
6.5. Resultados aerodinámicos del estudio del Valaq 120 con motores en parado .	37
6.6. Resultados del estudio de independencia de malla	39
7.1. Resultados aerodinámicos del estudio del Valaq 120	45
7.2. Comparativa de los resultados aerodinámicos de todos los modelos ensayados	45
7.3. Comparativa de los resultados aerodinámicos del estudio de propulsión distri- buida	54
7.4. Comparativa de los resultados aerodinámicos del estudio de VG	57
7.5. Propiedades aerodinámicas del vuelo óptimo del Valaq 120	60
9.1. Costes de los recursos humanos asociados	63
9.2. Costes del <i>software</i> empleado	64
9.3. Costes del equipo informático empleado	64
9.4. Costes asociados a los recursos energéticos e Internet	65
9.5. Presupuesto final	65

Lista de símbolos y abreviaturas

α	Ángulo de ataque ($^{\circ}$)
η	Eficiencia aerodinámica
μ	Viscosidad dinámica del fluido ($kg/m \cdot s$)
ρ	Densidad (kg/m^3)
Ω	Volúmen (m^3)
σ	Superficie (m^2)
τ	Tensor de esfuerzos viscosos
c	Longitud de la cuerda de un perfil aerodinámico (m)
<i>CAD</i>	Computer Aided Design
<i>CFD</i>	Computational Fluid Dynamics
C_D	Coefficiente adimensional de resistencia aerodinámica en un cuerpo tridimensional
C_L	Coefficiente adimensional de sustentación aerodinámica en un cuerpo tridimensional
C_M	Coefficiente adimensional del momento de cabeceo respecto de un punto en concreto en un cuerpo tridimensional
$C_{M_{ca}}$	Coefficiente adimensional del momento de cabeceo respecto del centro aerodinámico en un cuerpo tridimensional
C_p	Coefficiente de presión
$C_p(x, y, z)$	Coefficiente de presión en un determinado punto del volumen fluido
D	Resistencia aerodinámica (N)
€	Euro
e	Energía interna (J)
\vec{f}_m	Vector de fuerzas másicas
K	Coefficiente de conductividad térmica
L	Sustentación aerodinámica (N)
M	Momento de cabeceo respecto de un punto en concreto en un cuerpo tridimensional ($N \cdot m$)
\vec{n}	Vector normal a una superficie
p	Presión local (Pa)
p_{∞}	Presión de la corriente incidente (Pa)
$p(x, y, z)$	Presión en un determinado punto del volumen fluido (Pa)
Re	Número adimensional de Reynolds
\vec{S}_c	Superficie de control
t	Tiempo (s)

T	Temperatura (K) ($^{\circ}C$) / Empuje (N)
U	Velocidad del fluido en un determinado punto (m/s)
U_{∞}	Velocidad de la corriente incidente (m/s)
\bar{v}	Vector velocidad
\bar{v}_c	Vector velocidad del volumen de control
V_f	Volúmen fluido
\bar{x}	Vector de posición

Capítulo 1

Introducción

1.1. Introducción

Desde el primer vuelo de los hermanos Wright en 1903 hasta la actualidad, la aviación ha experimentado un enorme y rápido desarrollo tecnológico. Paralelamente a este desarrollo, surge la importancia de la seguridad y con ella la pregunta de por qué no fabricar aeronaves que pudieran realizar las mismas misiones que aeronaves tripuladas pero sin personas a bordo. La utilización de aeronaves no tripuladas permitiría no solo minimizar riesgos en cuanto a vidas humanas, sino también facilitar el diseño de estas al minimizar peso. Con esto surge lo que hoy en día se conoce como aviación no tripulada.

Una aeronave no tripulada (UAS), o más comunmente conocida como “dron”, se define como cualquier aeronave que opere o esté diseñada para operar de forma autónoma o para ser pilotada a distancia sin un piloto a bordo. Dentro de este grupo se encuentran las aeronaves de operación autónoma y las pilotadas por control remoto (RPAS).

La utilización de aeronaves no tripuladas está creciendo cada vez más en estos últimos años. Como comparativa, actualmente en 2022 se cifra en 22.200 millones de euros los ingresos derivados del sector de aeronaves no tripuladas, mientras que en 2026 se espera que sea de 35.000 millones. Es por ello, que es un sector claramente en auge y una importante línea de investigación donde poder invertir.

Gracias a las características típicas de estas aeronaves como son su bajo peso, la maniobrabilidad o la capacidad de pilotaje automático, los campos de aplicación de los drones son muy diversos (vigilancia, transporte de mercancías, filmografía,...). Como se verá más adelante, este informe se centra en las aeronaves no tripuladas pilotadas por control remoto destinadas a la extinción de incendios.

1.2. Motivación

La idea de este trabajo surge como una necesidad para la empresa *UAV Works*, así como un interés personal por el mundo de la aviación no tripulada y el CFD (*Computational Fluid Dynamics*).

UAV Works es un empresa del sector aeronáutico dedicada al diseño y fabricación de aeronaves no tripuladas. Con sede en Valencia, este equipo se dedica al diseño y fabricación de drones destinados a vigilancia y seguridad, mensajería y transporte courier, mapeado de superficies, así como para formación aérea. De entre sus diversos modelos de dron, destacan los modelos Valaq y dentro de ellos el dron Valaq 120 que será objeto de estudio.

El objetivo de este trabajo consiste en ayudar a *UAV Works* a comprender y analizar las prestaciones aerodinámicas del modelo Valaq 120, para encontrar distintas soluciones que optimicen su operación. Para ello se hará uso de software CFD (Simcenter STAR-CCM+) y CAD (Catia V5) que permita simular las condiciones de operación de este dron.

En el Capítulo 4 de "Metodología" se definirá con más claridad las características y conceptos físicos del Valaq 120.

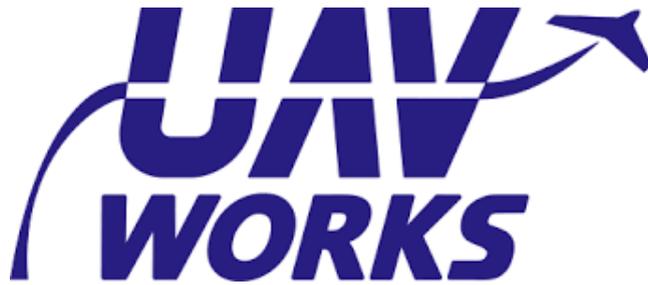


Figura 1.1: Logo *UAV Works* (Fuente: www.uavworks.es)

Capítulo 2

Enunciado del problema

A continuación se describe el enunciado del presente trabajo, es decir, el punto de partida y el problema a solucionar a lo largo de este. Finalmente se añade un breve resumen de la organización y estructura del trabajo.

2.1. Enunciado

El objetivo principal del presente trabajo es el estudio de las prestaciones aerodinámicas del dron Valaq 120.

Se ha observado que dicho dron a ángulos de ataque elevados presenta una alta resistencia aerodinámica, así como tendencia al desprendimiento de la corriente. Por ello, el objetivo de este trabajo es estudiar mediante CFD la interacción de la corriente incidente de aire con el dron a diferentes ángulos de ataque.

Además, se estudiará también la influencia de las hélices sobre la aerodinámica del VALAQ120 y se valorarán otras posiciones de los motores que mejoren las prestaciones de este.

2.2. Estructura del trabajo

Una vez presentado el enunciado del problema, este trabajo se divide en seis capítulos. En primer lugar se comenzará presentando los objetivos del presente estudio, algunos de los cuales ya han sido mencionados en el enunciado del problema. En el siguiente capítulo de Metodología, se hablará acerca de cómo es el dron objeto de estudio, cuáles son sus características técnicas, las condiciones de estudio en las que se ensayará y las herramientas utilizadas para ello. Seguidamente se añade un capítulo teórico donde se mencionarán conocimientos básicos de Mecánica de Fluidos y Aerodinámica, así como las características físicas propias de la propulsión distribuida y los generadores de torbellinos.

Una vez introducido el marco teórico, así como los objetivos y la metodología a seguir durante todo el trabajo, se añaden los dos capítulos que ocupan el grueso del trabajo. El primero está dedicado al proceso de diseño y análisis que se ha llevado a cabo hasta

conseguir la geometría final del dron. Se ensayarán diversas geometrías y se diseñarán nuevos elementos que presenta el Valaq 120, partiendo desde un modelo geométrico inicial del dron sin planta propulsora. En este capítulo se especificará el mallado realizado así como los diferentes parámetros previos necesarios para realizar los estudios CFD. Una vez conseguida la geometría final del dron, se incorpora el capítulo de resultados, donde se recogen todos los resultados obtenidos del ensayo en vuelo de crucero del dron Valaq 120.

A continuación se incorpora un capítulo donde aparecen las conclusiones obtenidas del desarrollo del trabajo, así como propuestas de estudios futuros. Finalmente se añade un capítulo titulado “Presupuesto” donde se recogen los costes asociados de la realización del proyecto.

Capítulo 3

Objetivos

3.1. Objetivos

El presente trabajo se centra en el estudio CFD del dron Valaq 120. Mediante *software* CFD se busca comprender y conocer las prestaciones aerodinámicas del modelo en vuelo de crucero e intentar optimizarlas.

Por tanto el objetivo principal del trabajo es conocer y mejorar el comportamiento aerodinámico del modelo.

A continuación se detallan objetivos concretos del desarrollo de este estudio:

- Conocer y comprender el comportamiento aerodinámico del modelo Valaq 120 a través de un estudio CFD detallado.
- No variar en gran cantidad la geometría del Valaq 120, al estar este ya fabricado. Se buscará no alterar la geometría del ala del dron, solamente la ubicación de los motores en ella o la incorporación de elementos externos.
- Ayudar a la empresa *UAV Works* a realizar estudios CFD de sus modelos de vehículos no tripulados.
- Establecer este trabajo como punto de partida para un posterior estudio del dron en un túnel de viento. Los resultados de este trabajo servirán para compararlos con ensayos en túnel de viento y así poder validarlos correctamente.
- Aprender y aplicar *software* CFD y CAD.
- Aprender conocimientos del funcionamiento de las aeronaves no tripuladas, y en particular del vuelo de los drones cuadrotores.
- Aplicar los conocimientos de mecánica de fluidos, aerodinámica y CFD aprendidos durante el Máster en Ingeniería Aeronáutica.

Capítulo 4

Metodología

En este capítulo se detalla la metodología llevada a cabo para realizar el estudio CFD. En un primer apartado se definen las características del Valaq 120, para seguidamente establecer las condiciones de estudio en las que se simulará el dron. Finalmente se incorpora un apartado donde se describe el *software* utilizado.

4.1. VALAQ 120

El VALAQ 120 es un vehículo aéreo no tripulado diseñado y fabricado por la empresa *UAV Works*. Destaca por su versatilidad de misiones, desde vigilancia y seguridad hasta transporte de mercancías o mapeado de superficies. Una de las misiones más interesantes que puede realizar este modelo es la lucha contra incendios. Por medio de un sistema de lanzamiento y suelta de sensores, el Valaq 120 puede soltar sensores de humedad y temperatura sobre una superficie incandescente, y aprovechando el mapeado de superficie recoge datos en tiempo real que permiten identificar focos calientes en un incendio.

El Valaq 120 es un dron de ala fija con cuatro motores distribuidos a lo largo de su envergadura usando una configuración cuadrotor. Esta configuración le permite despegar en vertical y después rotar sobre su eje vertical de cabeceo para adoptar la clásica orientación horizontal de vuelo en crucero. Esta combinación de vuelo vertical y horizontal le permite consumir tres veces menos energía que un multirrotor convencional.



Figura 4.1: Valaq 120 (*Fuente: www.uavworks.es*)

El despegue vertical es una de las características principales del Valaq 120. Mediante este, el Valaq 120 no necesita de catapultas u otros sistemas que lancen el dron hasta la velocidad de crucero. Además, como se ve en la Figura 4.2, puede realizar también el proceso contrario y aterrizar en vertical, lo que le permite ahorrarse una pista de aterrizaje.

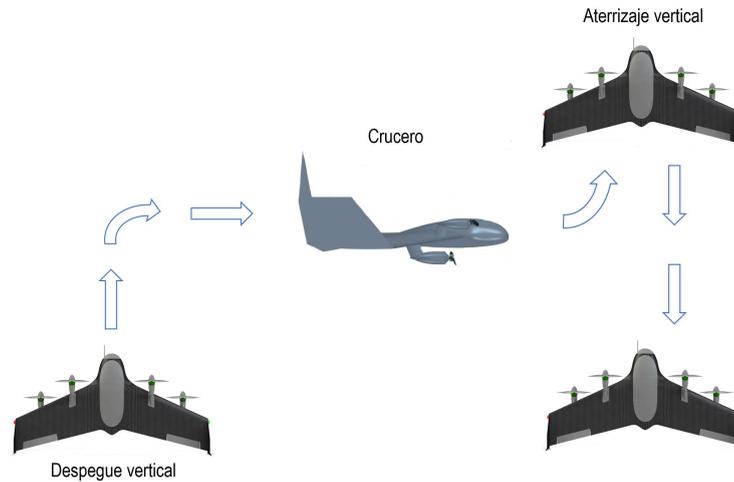


Figura 4.2: Proceso de despegue-crucero-aterrizaje del Valaq 120

Relativo a las características generales del Valaq 120, este es un dron de ala fija de una envergadura de 1,2 metros y una altura de 60 milímetros. Presenta un peso en vacío de 2,6 kg y un peso máximo en despegue MTOW de 3,5 kg.

Es capaz de alcanzar velocidades máximas en crucero de 90 km/h, siendo la velocidad máxima efectiva de 70 km/h. Su techo máximo es de 2500 metros, y gracias a su vuelo horizontal posee un alcance máximo de 65 km. En la siguiente tabla se recogen algunos de los datos técnicos más relevantes del Valaq 120.

MTOW	3,5 kg
Peso en vacío	2,6 kg
Peso máximo de carga de pago	800 g
Autonomía	50 min
Alcance máximo	65 km
Techo	2500 m
Velocidad máxima de crucero	90 km/h
Potencia máxima	30 W

Cuadro 4.1: Características técnicas del Valaq 120

En cuanto a sistemas y aviónica, el Valaq 120 es un dron completamente autónomo. Cargando previamente la misión antes del vuelo, el dron realiza el vuelo asignado de forma autónoma. Además, el Valaq 120 está equipado con un receptor que utilizando señal 4G

transmite los datos del vuelo en tiempo real a la estación en tierra, lo que permite tener control sobre la aeronave en todo momento.

Otra característica importante del Valaq 120 es la cámara instalada a bordo, mediante la cuál es capaz de retransmitir en vivo y realizar misiones como vigilancia, toma de fotografías, grabación de vídeos, mapeado de superficies, etc.

Finalmente se detallan a continuación algunas características interesantes del UAV.

- **Operación completamente autónoma:** solo es necesario definir la misión antes del vuelo, el Valaq 120 realizará el vuelo de forma autónoma.
- **Altos tiempos de vuelo:** el Valaq 120 es capaz de realizar vuelos de 120 minutos con un peso máximo al despegue de 3,5 kg.
- **No necesita el uso de lanzaderas o infraestructuras de aterrizaje:** gracias a su despegue y aterrizaje vertical no necesita de dispositivos externos para despegar o aterrizar.
- **Alta eficiencia de vuelo:** comparado con un dron convencional cuadrotor, con los motores ubicados en el mismo plano, es capaz de reducir un 45% el consumo de potencia.
- **Simplicidad mecánica:** a diferencia de otras aeronaves con sistema VTOL (*Vertical Take-Off Landing*), no necesita de motores giratorios para despegar o aterrizar verticalmente.
- **Bajo mantenimiento:** debido a que posee muy pocas piezas mecánicas y que el sistema principal del dron es el sistema eléctrico, no es necesario un mantenimiento exhaustivo.
- **Control, comunicación y transmisión de vídeo en directo a través de red 4G.**
- **Estructura completamente de fibra de carbono:** lo que le permite tener un bajo peso.
- **Control de precisión de altitud por láser:** control de altitud hasta 120 metros con 1 cm de resolución y 10 cm de precisión.
- **Prevención de colisiones:** el Valaq 120 es capaz de evitar colisiones tanto en modo manual como automático.
- **Precisión en despegue y aterrizaje:** posee un margen de precisión de 5 centímetros.
- **Sistema automático de suelta de carga de pago.**

4.2. Condiciones de estudio

Geometría inicial

Antes de empezar el estudio CFD del Valaq 120, es necesario establecer un punto de partida en cuanto a geometría a utilizar y condiciones de vuelo.

La geometría inicial de la que se tiene uso es la que se muestra en la Figura 4.3. En ella se puede apreciar el dron sin sistema de propulsión ni el slot característico entre el ala y el elevón. Esta es una geometría inicial, por lo que como se describirá en el siguiente capítulo, se mejorará y añadirán nuevos elementos, buscando siempre optimizar el vuelo en crucero.

Mencionar también que para realizar el estudio CFD se ensayará únicamente la mitad de la geometría, puesto que los resultados serán los mismos para una mitad del dron que para el modelo completo en este caso de vuelo simétrico y estable. Para ello se hará uso del plano de simetría y así poder proyectar los mismos resultados obtenidos en una mitad del modelo en su parte simétrica. Este procedimiento permitirá ahorrar tiempo de cálculo.

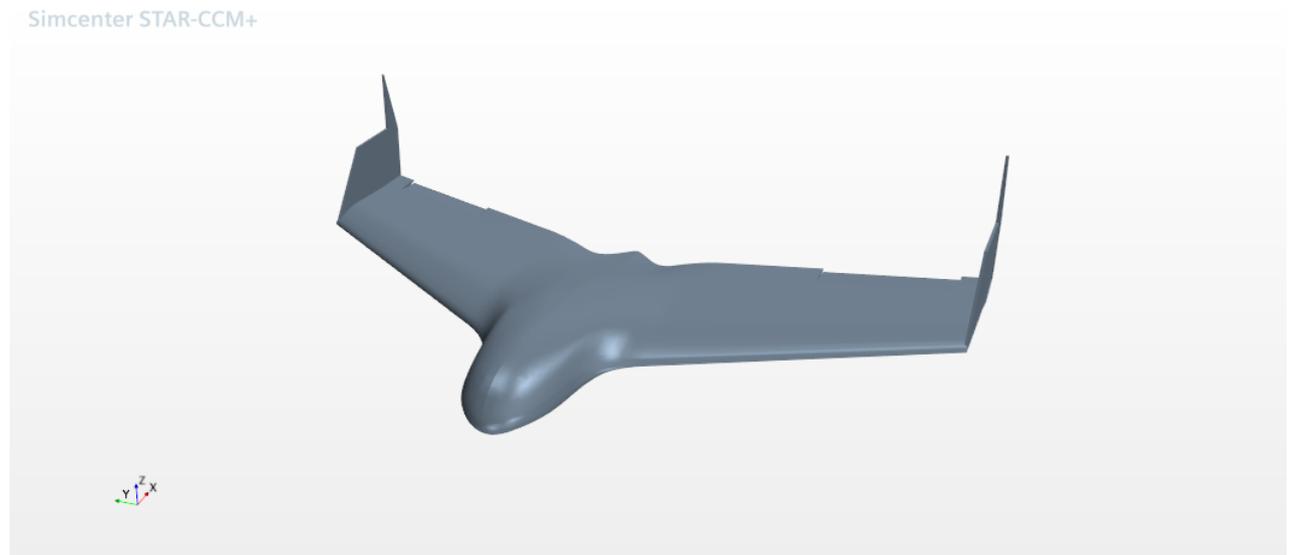


Figura 4.3: Geometría inicial del Valaq 120

Condiciones de estudio

Como ya se ha mencionado anteriormente, el objetivo principal es optimizar el vuelo del Valaq 120 en crucero. Por ello, las condiciones de estudio en todo momento serán las de vuelo en crucero. Estas son:

- Dirección de vuelo constante según el eje longitudinal.
- Velocidad de vuelo de 108 km/h (30 m/s).
- Elevón desplegado a 10 grados. Como se verá más adelante, esto es debido a que el dron a ángulo de ataque nulo genera carga aerodinámica en lugar de sustentación. Con el elevón desplegado se consigue reducir este efecto.

- Ángulo de ataque nulo. Cuando se obtengan los resultados finales, se estudiarán otros ángulos de ataque para mejorar las condiciones.
- Condiciones de meteorología estable.
- Densidad del aire. $\rho = 1,225\text{kg}/\text{m}^3$.
- Presión del aire $P = 101325\text{Pa}$.

4.3. Software utilizado

Simcenter STAR-CCM+

Simcenter STAR-CCM+ es un *software* comercial de la compañía *Siemens Digital Industries Software* basado en la dinámica de fluidos computacional (CFD). Haciendo uso del CFD, este *software* permite modelar gran cantidad de problemas de numerosos ámbitos como el flujo de fluidos, transmisión de calor, electromagnetismo...

En este caso, se hará uso de *Simcenter STAR-CCM+* para simular el flujo de aire alrededor del Valaq 120. Además, se aprovechará también el módulo de diseño para realizar mejoras sobre la geometría inicial del dron, como por ejemplo la creación del slot, el acoplamiento de los motores en el ala, etc.

Además de la geometría, se realizará el mallado, el cálculo y el postproceso con este mismo software. Todos los detalles se expondrán en el siguiente capítulo.

CATIA V5 Student Version

CATIA es un programa informático de diseño asistido por ordenador (CAD) desarrollado por *Dassault Systèmes*. Este *software* permite realizar diseños de geometrías para ingeniería, fabricación, etc.

Se utilizará este *software*, más concretamente su versión *V5 Student Edition*, para realizar algunos diseños de partes del Valaq 120 como por ejemplo el carenado de los motores o los pilones que unen el sistema propulsivo a la aeronave. Además, se diseñarán con él los generadores de vórtices que se estudiarán como posibles mejoras de la aerodinámica.

En particular, de este *software* se usará el módulo de *Shape Design*, que permite realizar diseño de superficies. Para CFD y en particular ensayos aerodinámicos, este módulo es muy aconsejable, pues permite diseñar directamente superficies sin preocuparse por si es un sólido o no. Si fuera necesario realizar un sólido a partir de las superficies se realizaría con el módulo de *Part Design*.

Capítulo 5

Fundamentos teóricos

5.1. Teoría de mecánica de fluidos

Para interpretar mejor los resultados obtenidos del estudio CFD, se describen a continuación conocimientos básicos de Mecánica de Fluidos y Aerodinámica.

5.1.1. Ecuaciones de Navier-Stokes

La Mecánica de Fluidos es la ciencia que estudia el comportamiento de los fluidos y su interacción con los sólidos. Según la misma, los fluidos se rigen por tres ecuaciones fundamentales:

- Ecuación de continuidad Esta ecuación o también conocida como conservación de la masa viene dada en su forma integral por la siguiente ecuación:

$$\frac{d}{dt} \int_{V_f(t)} \rho(\bar{x}, t) d\Omega = 0 \quad (5.1)$$

Si se aplica el teorema del transporte de Reynolds, la anterior ecuación queda como:

$$\frac{d}{dt} \int_{V_c(t)} \rho d\Omega + \int_{S_c(t)} \rho[(\bar{v} - \bar{v}_c) \cdot \bar{n}] d\sigma = 0 \quad (5.2)$$

La anterior igualdad explica cómo la variación de la masa de un fluido en un volumen de control por unidad de tiempo es igual al flujo por unidad de tiempo que atraviesa las superficies externas de ese volumen de control.

- Ecuación de cantidad de movimiento

$$\frac{d}{dt} \int_{V_c(t)} \rho \bar{v} d\Omega + \int_{S_c(t)} \rho \bar{v}[(\bar{v} - \bar{v}_c) \cdot \bar{n}] d\sigma = \int_{V_c(t)} \rho \bar{f}_m d\Omega + \int_{S_c(t)} -p \bar{n} d\sigma + \int_{S_c(t)} \bar{n} \tau' d\sigma \quad (5.3)$$

Esta ecuación hace referencia a cómo la variación de la cantidad de movimiento por unidad de tiempo de un volumen fluido es igual a la resultante de las fuerzas de las fuerzas que actúan sobre él en ese instante.

- Ecuación de la energía

$$\frac{d}{dt} \int_{V_i(t)} \rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) d\Omega + \int_{S_c(t)} \rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) (\bar{v} - \bar{v}_c) \cdot \bar{n} d\sigma = \int_{V_c} \rho \bar{f}_m \cdot \bar{v} d\Omega + \int_{S_c} (\tau \bar{n}) \cdot \bar{v} d\sigma + \int_{S_c} \bar{n} (K \nabla T) d\sigma + \int_{V_c} Q d\sigma \quad (5.4)$$

Esta ecuación se conoce también como el Principio de conservación de la energía, y es útil a la hora de calcular el flujo de calor a través de un fluido como también para tener en cuenta los efectos de compresibilidad para velocidades de vuelo $M < 0,3$. En este caso, el estudio del vuelo del Vala \acute{q} 120 deja de lado el estudio termodinámico, por lo que esta ecuación no tendrá aplicación en adelante.

5.1.2. Ecuación de Bernoulli

La ecuación de Bernoulli para fluidos incompresibles puede obtenerse a partir de la ecuación de cantidad de movimiento o la ecuación de la energía. El principio de Bernoulli tiene como objetivo buscar una relación entre las velocidades y las presiones estáticas en un determinado punto del volumen fluido. Esto es posible ya que a velocidades bajas, típicas de fluidos incompresibles, se es capaz de establecer una relación entre velocidades y presiones a lo largo de una línea de corriente.

La ecuación del Principio de Bernoulli viene dada por la siguiente expresión:

$$p + \frac{1}{2} \rho U^2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho (U_\infty)^2 \quad (5.5)$$

$\frac{1}{2} \rho (U_\infty)^2$ hace referencia a la presión dinámica de la corriente aguas arriba y el término $\frac{1}{2} \rho U^2$ a la presión dinámica del fluido. Finalmente ρ es la densidad del fluido, que debe ser constante ya que la ecuación de Bernoulli sólo es aplicable para fluidos incompresibles.

5.1.3. Conocimientos básicos de aerodinámica

Una vez conocidas las principales ecuaciones que rigen la Mecánica de Fluidos, el estudio se centra en la interacción de un fluido sobre un cuerpo sólido. Es decir, en el movimiento de un fluido alrededor de un obstáculo que es capaz de generar una serie de fuerzas como consecuencia de la interacción mutua.

Cuando una corriente de fluido incide sobre un ala, al llegar al borde de ataque, esta se divide en dos subcorrientes, una sobre el extradós y otra sobre el intradós del ala. Al tener ambas curvaturas diferentes las corrientes que fluyen por intradós y extradós tendrán a su vez distintas velocidades. Haciendo uso de la ecuación de Bernoulli se llega a la conclusión de que esta diferencia de velocidades induce una diferencia de presiones. Esta diferencia, mayor en el intradós al tener el fluido una velocidad menor, hace que se genere la comunmente conocida fuerza de sustentación.

Además de la sustentación aparecen otra serie de fuerzas y momentos en los tres ejes cartesianos del ala. Todas estas fuerzas y momentos son:

- Fuerza de sustentación (*Lift*): proyección de la fuerza aerodinámica resultante de la interacción del fluido y el ala sobre la dirección perpendicular del flujo incidente. A incidencia nula dicha dirección coincide con el eje vertical del avión.
- Momento de guiñada: momento de la fuerza aerodinámica según el eje vertical del avión.
- Resistencia aerodinámica (*drag*): proyección de la fuerza aerodinámica sobre la dirección del flujo incidente. A incidencia nula, dicha dirección coincide con el eje longitudinal del avión. Es la típica fuerza de resistencia de un objeto a la corriente incidente de un fluido.
- Momento de balanceo o alabeo : es el momento de la fuerza aerodinámica según el eje longitudinal del avión.
- Fuerza lateral: proyección de la fuerza aerodinámica según el eje transversal del avión.
- Momento de cabeceo: momento de la fuerza aerodinámica según el eje transversal del avión.



Figura 5.1: Ejes y momentos de una aeronave (*Fuente: www.profefeito.blogspot.com*)

Coefficientes adimensionales de las fuerzas aerodinámicas

En Aerodinámica resulta interesante utilizar los conocidos coeficientes adimensionales para referirse a las características de un ala, en lugar de utilizar las propias proyecciones de la fuerza aerodinámica. Estos coeficientes son la adimensionalización de las fuerzas aerodinámicas por la presión dinámica del fluido.

Los diferentes coeficientes adimensionales son:

- **Coefficiente de sustentación**: es el coeficiente adimensional que relaciona la sustentación con la presión dinámica por la superficie alar.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S} \quad (5.6)$$

- **Coefficiente de resistencia aerodinámica:** este coeficiente relaciona la resistencia aerodinámica con la presión dinámica por la superficie alar.

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S} \quad (5.7)$$

- **Coefficiente de momentos:** en los perfiles aerodinámicos es posible determinar un coeficiente de momentos adimensional que relaciona el momento originado en cierto punto específico del perfil con la presión dinámica por la superficie alar. Es bastante común utilizar el coeficiente de momento respecto del centro aerodinámico del perfil $C_{M_{ca}}$. Este punto tiene una propiedad importante que reside en que en el coeficiente de momento en este punto es independiente del ángulo de ataque del perfil. El centro aerodinámico suele encontrarse comunmente a $c/4$ del borde de ataque, tomando c como la cuerda del perfil.

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S d} \quad (5.8)$$

Siendo d la distancia del punto donde se toma el momento a la fuerza aerodinámica.

- **Coefficiente de presiones:** este coeficiente resulta bastante interesante puesto que ayuda a intepretar la diferencia de presiones sobre cierto punto del fluido. Este coeficiente representa la adimensionalización de la presión en un punto determinado, tomando como referencia la presión estática y la presión dinámica de la corriente incidente. Como presión estática de referencia suele tomarse la presión estática de la corriente incidente p_∞ .

$$C_p(x, y, z) = \frac{p(x, y, z) - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (5.9)$$

Resulta interesante mencionar que utilizando la ecuación de Bernouilli se puede llegar a una expresión reducida del coeficiente de presión para un fluido incompresible, para el cual se pueden despreciar los términos de compresibilidad. Esta expresión viene dada por:

$$C_p(x, y, z) = 1 - \frac{U^2}{U_\infty^2} \quad (5.10)$$

Donde U es la velocidad del fluido en el punto de estudio y U_∞ la velocidad del fluido en la corriente incidente.

5.2. Propulsión distribuida

Se conoce como propulsión distribuida la utilización de diversas plantas propulsoras para conseguir un empuje global sobre la aeronave. Este es un concepto bastante moderno puesto que siempre se han utilizado uno, dos o cuatro motores en las aeronaves convencionales, y es que la propulsión eléctrica se adapta mejor a este tipo de propulsión.

Las aeronaves propulsadas eléctricamente presentan una clara desventaja. Esta reside en la incapacidad de optimizar a la vez el rendimiento en despegues y aterrizajes y la autonomía. Las plantas propulsoras basadas en combustible son capaces de optimizar ambos

regímenes variando el empuje. Además, un punto a su favor es que plantas más grandes son capaces de generar un mayor empuje. A diferencia de ellas, la propulsión eléctrica no es capaz de optimizar ambos regímenes de vuelo y la generación de empuje no está tan ligada con el tamaño de la planta propulsora como en los motores de combustión. Por ello, se deben buscar soluciones en la propulsión eléctrica que hagan mejorar las prestaciones en las pistas de aterrizaje.

La propulsión eléctrica utiliza un mayor abanico de formas de propulsión, desde el empuje vectorial, unidades de potencia extra o la propulsión distribuida. Esto se usa menos en la propulsión basada en fuel, ya que la solución mas rápida es utilizar un motor más grande que sea capaz de aumentar el empuje necesario. Actualmente en la industria se están empezando a ver diseños de prototipos híbridos, que utilizan motores de combustión cuando la demanda de potencia es muy alta y motores eléctricos para regímenes de vuelo donde la potencia no es tan elevada.



(a) NASA Greased Lightning GL-10 (b) Prototipos híbridos de compañías aéreas

Figura 5.2: Ejemplos de aeronaves con propulsión distribuida
(Fuente: www.nasa.gov // www.airlinestravel.ro)

5.2.1. Ventajas de la propulsión distribuida

Según numerosos estudios la propulsión distribuida presenta tres claras ventajas:

- Permite variar el tamaño de las hélices y la separación de los motores a conveniencia. Con ello se pueden utilizar motores de diferentes tamaños, ubicando los más pesados cerca del fuselaje. Además, distribuyendo los motores a lo largo de la envergadura del ala se consigue distribuir mejor la carga estructural de la misma.
- El flujo perturbado por las hélices puede orientarse para ubicarse dentro de la estela generada por el ala, reduciéndose el *drag* de la misma y aumentando la eficiencia propulsiva ¹.
- Permite aumentar la sustentación en despegues y aterrizajes.

La explicación teórica del aumento de la sustentación reside en el aumento de la presión dinámica del flujo que recibe el ala proveniente de las hélices.

¹Según Kevin Moore y Andrew Ning “Distributed Electric Propulsion Effects on Traditional Aircraft Through Multidisciplinary Optimization”

Idealizando la hélice como un disco, y aplicando la teoría de momentos, la velocidad axial inducida en la estela generada por dicha hélice a cierto ángulo de ataque viene dada por la siguiente ecuación ²:

$$U = \sqrt{T_c + \cos^2\alpha} - \cos\alpha \quad (5.11)$$

Donde T_c hace referencia al coeficiente de empuje de la hélice, es decir, al aumento de la presión dinámica del flujo libre y α al ángulo de incidencia de la corriente.

Considerando que el ángulo de ataque es nulo $\alpha = 0$, la presión dinámica en la estela es directamente $q_\infty(1 + T_c)$. Si se añaden N_p hélices a lo largo de la envergadura del ala b , el área de fluido afectada por cada *propeller* será b/N_p . Utilizando de nuevo la teoría de cantidad de movimiento, se obtiene la siguiente ecuación que relaciona el coeficiente de empuje T_c y la potencia del eje P_t :

$$\frac{8N_p P_t M}{q_\infty V_\infty \pi b^2} = T_c(1 + \sqrt{1 + T_c}) \quad (5.12)$$

Donde M es la relación entre la potencia ideal requerida y la potencia actual.

Con la ecuación 5.12 se llega a la conclusión de que si aumenta el número de hélices N_p a potencia P_t constante, la presión dinámica aumentará.

El flujo acelerado por las hélices hace que la presión dinámica aumente en el ala. Aún así, esto no siempre se traduce en un aumento directo de sustentación en el ala debido a varias razones. El torbellino que se genera al girar la hélice hace que el ángulo de ataque del ala aumente en un sentido del eje de giro y disminuya en el contrario. Por ello, alas que usan perfiles aerodinámicos con características de entrada en pérdida suaves, son capaces de alcanzar C_{Lmax} mayores que alas con perfiles que tienen un mayor C_{Lmax} pero entran más abruptamente en pérdida. Para solucionar este problema se usa una solución costosa que es la utilización de hélices contrarrotantes. Con esto se consigue neutralizar el efecto del aumento o disminución del ángulo de ataque al anular una hélice el efecto de la contigua.

Otro aspecto clave que hace que el aumento de la sustentación no sea siempre claro, es la distribución de presiones a lo largo de las palas de las hélices. Palas bien diseñadas permiten que la velocidad axial inducida por la hélice aumente desde la raíz hasta la punta, con lo que el aumento de presión dinámica aguas abajo de la hélice no es uniforme.

5.3. Generadores de torbellinos

A continuación se hace una pequeña introducción teórica a los generadores de torbellinos que se ensayarán más adelante como una posible mejora de la geometría del Vala q 120. Estos dispositivos son eficaces a bajas velocidades, por lo que se valora la incorporación de dichos elementos a la geometría del ala.

²Según Alex M. Stoll, JoeBen Bevirt, Mark D. Moore, William J. Fredericks y Nicholas K. Borer en "Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion"

Los generadores de torbellinos o más comúnmente conocidos en inglés como *Vortex Generators*, son una solución de la industria para reducir la resistencia aerodinámica de cualquier cuerpo.

Esta solución es muy utilizada en el mundo del automovilismo, y más concretamente en el automovilismo de competición donde se busca reducir la resistencia aerodinámica de ciertas partes del carenado. En aeronáutica, esta es una solución menos utilizada, ya que las alas de las aeronaves reciben el flujo a altas velocidades.

Los generadores de torbellinos son elementos de diferentes formas cuyo objetivo principal es energizar la capa límite, haciendo que esta se desprenda más tarde y así reducir la resistencia aerodinámica. Un ejemplo básico similar al funcionamiento de los generadores de torbellinos son los hoyuelos de las pelotas de golf. Añadiendo agujeros a una esfera lisa, se consigue aumentar el coeficiente de rugosidad del cuerpo, haciendo reducir el número de Reynolds crítico (número de Reynolds al cual el flujo pasa de régimen laminar a régimen turbulento) y conseguir así un flujo turbulento alrededor de ella que retrase el desprendimiento de la corriente.

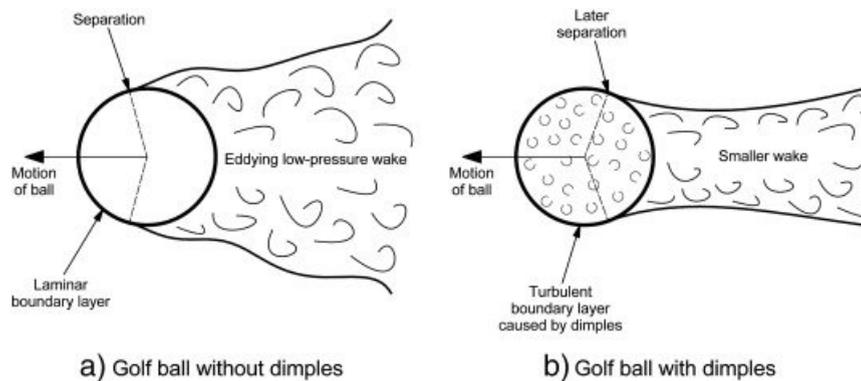


Figura 5.3: Flujo alrededor de una pelota lisa (a) y rugosa (b)

Para bajas velocidades, como es el caso del vuelo del Valaq 120, es interesante conseguir flujos turbulentos que hagan que la corriente se desprenda mucho más tarde y así conseguir una menor estela que implique reducir la resistencia aerodinámica.

5.3.1. Funcionamiento de los generadores de torbellinos

Una vez hecha una comparación con la aerodinámica de las pelotas de golf, el funcionamiento de los generadores de vórtices resulta muy similar. Al operar a bajas velocidades, se busca que la corriente que incide sobre los generadores de torbellinos pase a régimen turbulento haciendo que el punto de desprendimiento de la capa límite sobre el ala se retrase, consiguiendo una menor estela.

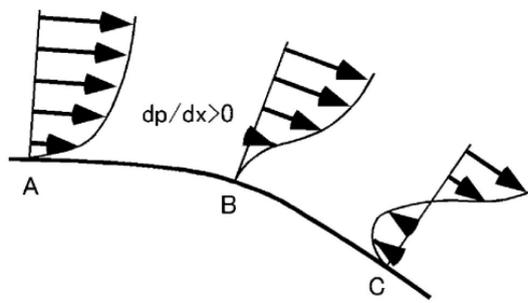


Figura 5.4: Evolución del perfil de velocidad dentro de la capa límite sobre una superficie aerodinámica (Fuente: “Research on Aerodynamic Drag Reduction by Vortex Generators” por Masaru Koike, Tsunehisa Nagayoshi, Naoki Hamamoto)

Como se puede ver en la anterior figura, el punto B es el punto de desprendimiento de la corriente. En dicho punto, se equilibra el gradiente de presión y el momento de la capa límite. A medida que el fluido recorre el ala, pierde impulso debido a la fricción del aire viscoso sobre la superficie, haciendo que una vez alcanzado el punto B, la corriente se separe.

El propósito de los generadores de torbellinos es suministrar un cierto impulso extra al fluido mediante los torbellinos creados que permita que el punto de desprendimiento se retrase (Figura 5.5).

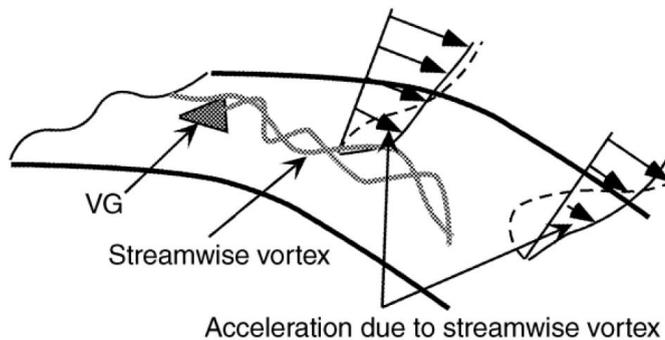


Figura 5.5: Flujo alrededor de un generador de torbellinos (Fuente: “Research on Aerodynamic Drag Reduction by Vortex Generators” por Masaru Koike, Tsunehisa Nagayoshi, Naoki Hamamoto). Traducción: VG (Generador de torbellino), Streamwise vortex (corriente aguas abajo del generador de torbellino), Acceleration due to streamwise vortex (aceleración debido a la influencia del generador de torbellino)

Retrasar el punto de separación aguas abajo permite que el flujo expandido que circula por el extradós del ala se mantenga más tiempo adherido, la velocidad en el punto de separación sea menor, y en consecuencia, la presión estática mayor.

La presión estática en el punto de separación es la presión predominante en la región de separación del flujo. Retrasar el punto de separación tiene dos ventajas: se reduce la estela generada que está gobernada por las bajas presiones que hacen aumentar la resistencia,

y aumenta la presión en la región de separación reduciendo el *drag*. Estas dos causas son las que hacen disminuir la resistencia aerodinámica.

Es importante mencionar que los generadores de torbellinos al alterar la geometría inicial del ala, aportan resistencia aerodinámica por su propia geometría. Es por ello que la reducción de la resistencia aerodinámica total es menor, ya que a la reducción obtenida retrasando el punto de desprendimiento hay que restarle la resistencia aerodinámica que suponen los propios generadores.

5.3.2. Forma de los generadores de torbellinos

En la industria actual, dependiendo del ámbito de aplicación, existen diversas geometrías para los generadores de torbellinos. Se busca siempre elegir un generador que cree el torbellino más eficiente, sin producir un exceso de resistencia aerodinámica por su propia forma.

En relación al tamaño, se diseñan generadores cuya altura máxima es del orden del espesor de la capa límite. En cuanto a forma existen varios tipos:

- Formas rectangulares, cónicas, protuberancias, etc.
- Ala delta. Este tipo de generadores tiene su similitud con las alas en forma de ala delta. Bucan generar un fuerte vórtice al igual que estas alas lo generan en el borde de ataque. Estos generadores son los más eficientes ya que tienen una menor área frontal, lo que implica una menor resistencia aerodinámica, y además hacen que el vórtice mantenga su fuerza aguas abajo debido a que la corriente interacciona poco con el generador a la hora de crear el vórtice.

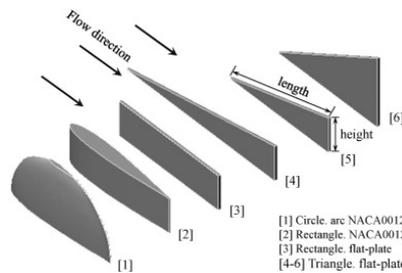


Figura 5.6: Formas de generadores de torbellinos (*Fuente: www.sciencedirect.com*)

5.3.3. Agrupación de los generadores de torbellinos

Además de la forma, resulta interesante mencionar que los generadores de vórtices (en adelante VG) se suelen utilizar por parejas y agrupados en *arrays*.

Una característica interesante de los torbellinos generados por un VG es que la posición de los centros de los torbellinos no se mantiene constante. En la Figura 5.7 se representa la variación de los centros de los torbellinos en un plano perpendicular a la dirección de desarrollo del torbellino. Se puede ver como para un *array* de generadores la variación de los centros es menor que para una sola pareja de VG.

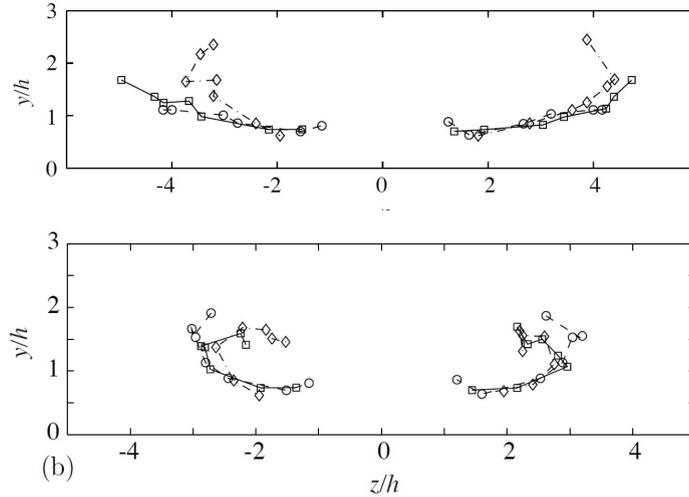


Figura 5.7: Variación de la posición de los centros de los torbellinos en un plano perpendicular a la dirección de desarrollo de estos, para una pareja de VG (a) y para un *array* de VG (b) (*Fuente: Ola Lögberg Research*)

La ventaja de la utilización de VG agrupados reside en que los torbellinos creados por la pareja contigua entran en contacto con los creados por las demás parejas, haciendo que los torbellinos no se desprendan. Este efecto se puede apreciar en la Figura 5.8, donde se ve que para un *array* de VG el desarrollo de los torbellinos es mucho más lineal.

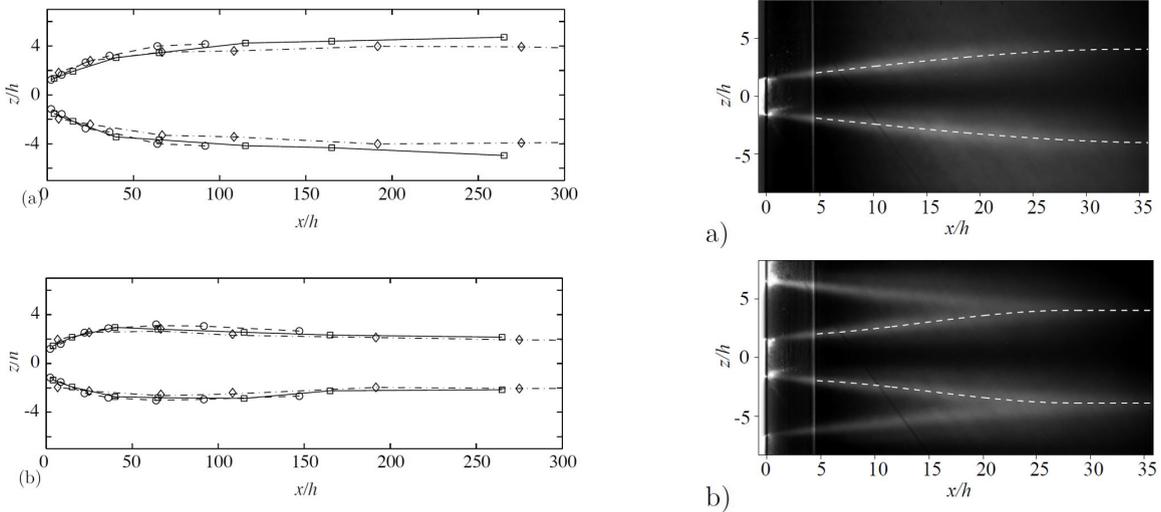


Figura 5.8: Variación de la posición de los centros de los torbellinos en el plano de desarrollo de estos, para una pareja de VG (a) y para un *array* de VG(b) (*Fuente: Ola Lögberg Research*)

Aún así, los *array* suponen una desventaja. Esta reside en que el uso de VG tan próximos generan torbellinos de una mayor área, lo que se traduce en que el tamaño del vórtice puede exceder el tamaño del espesor de la capa límite y hacer que el torbellino se desprenda. Este efecto puede verse en la Figura 5.9, donde se aprecia como para un *array* el área de los

torbellinos aumenta.

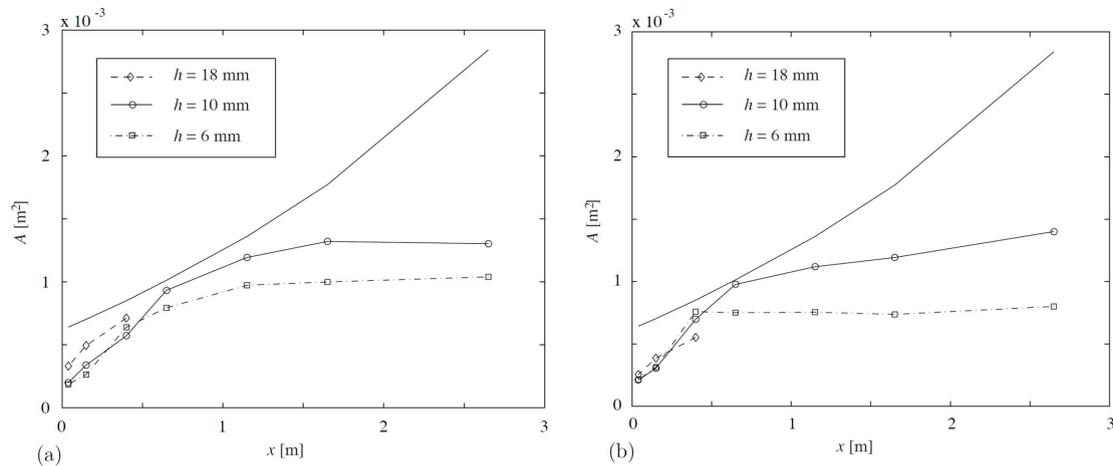


Figura 5.9: Aumento del área de los torbellinos a lo largo de la dirección de desarrollo de estos, para una pareja de VG (a) y para un *array* de VG (b) (*Fuente: Ola Lögberg Research*)

Es por todas estas razones que el uso de generadores de torbellinos próximos supone una ventaja y a la vez un inconveniente. Por ello, se debe buscar una solución de conveniencia entre usar generadores cercanos que hagan variar poco la posición del centro de los torbellinos, y separar los VG una cierta distancia para que el área de estos no sea muy grande y se desprendan con facilidad. La solución tomada en la industria es utilizar *arrays* de VG agrupados por parejas pero separados cierta distancia de la pareja contigua (Figura 5.10). Esta solución es la que se tomará cuando se estudien los VG para el Valaq 120 en el Capítulo 7 de Resultados.



Figura 5.10: *Array* de VG agrupados por parejas en el extradós de un ala (*Fuente: www.aviationconsumer.com*)

Capítulo 6

Proceso de diseño y análisis

En este apartado se detalla todo el proceso de diseño y análisis CFD del dron Valaq 120. El proceso parte de un primer modelo de dron sin sistema propulsivo, hasta el estudio de la geometría final. En cada sección se detallará la geometría utilizada, el mallado realizado y los resultados obtenidos.

6.1. Esquema del proceso

Para realizar el proceso de diseño y posteriormente obtener los resultados del estudio CFD, es necesario llevar a cabo un proceso bien diseñado con una serie de pasos obligatorios para garantizar que la solución CFD es correcta.

Este proceso es un método iterativo muy utilizado en la metodología CFD. Al ser un proceso iterativo, cuando uno de los pasos falla es necesario acudir a repetir pasos anteriores. Solo si todos los procesos han sido positivos, los resultados pueden ser tomados como válidos.



Figura 6.1: Proceso de simulación CFD

6.2. Ala simple

El primer estudio que se realiza es un análisis de la geometría inicial que ya se mostró en el Capítulo 4 de Metodología (Figura 4.3). Se trata de una geometría simple sin planta propulsora, lo que llevará a unos mejores resultados aerodinámicos pero no realistas, puesto que el dron necesita de los motores para generar el empuje necesario.

6.2.1. Volumen fluido

El primer paso en una simulación CFD, es definir el volumen fluido que contendrá a la geometría que se quiere ensayar. Este volumen será el que posteriormente se malle y se simule.

En este primer ensayo se define el volumen fluido que servirá de base para el estudio de los siguientes casos. Será un volumen de referencia, y en los posteriores estudios se variará añadiendo nuevos volúmenes o variaciones de la geometría inicial.

Un aspecto importante a destacar, y que ya se ha comentado anteriormente, es que haciendo uso del plano de simetría vertical del modelo, se va a ensayar la mitad de la geometría. Con esto se reduce a la mitad el tamaño del volumen fluido, disminuyendo número de celdas en el mallado y tiempo de cálculo, consiguiendo los mismos resultados que para el modelo completo.

En cuanto a las dimensiones del volumen utilizado, este es un volumen amplio de 96 metros de longitud (400 veces la cuerda), 25 metros de altura (415 veces la altura del UAV) y 12 metros de ancho (20 veces la envergadura). Se utiliza un volumen grande para simular mejor las condiciones aguas abajo del modelo, y conocer cómo se comporta el flujo de la estela turbulenta. En posteriores estudios se utilizará un volumen de refinamiento, que mejorará el mallado en esas zonas.

Al ser un volumen tan grande es necesario realizar un mallado no homogéneo, es decir, que el tamaño de las celdas decrezca según se aproximen a la geometría. Con ello se consigue una malla fina cerca de la geometría y una malla más basta en los extremos, permitiendo reducir el tiempo de cálculo.

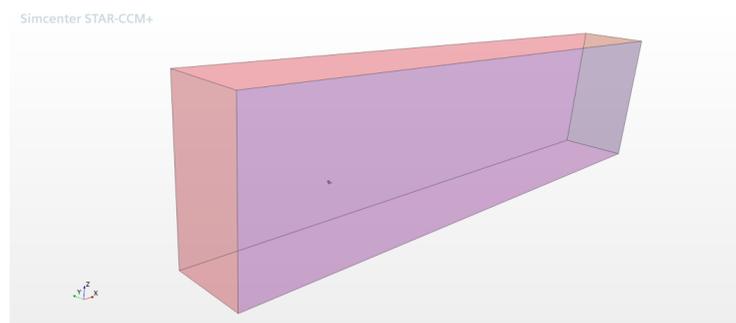


Figura 6.2: Volumen fluido

6.2.2. Mallado

El mallado es un proceso muy importante a la hora del estudio CFD, puesto que supone una representación gráfica discretizada del volumen fluido que se va a simular. Es necesario utilizar los parámetros correctos que consigan crear una malla que se acerque lo más posible a la realidad, teniendo en cuenta cada uno de los detalles de la geometría. Con ello la calidad de la malla implicará una alta calidad de simulación con unos resultados realistas.

En este primer estudio se malla el volumen fluido descrito anteriormente. En los posteriores estudios será necesario realizar un nuevo estudio de independencia de malla puesto que se añadirán nuevos elementos a la geometría. El mallado del volumen será un mallado no estructurado, cuyas celdas irán disminuyendo de tamaño según se aproximen a la geometría. Con esto se buscan tamaños de celdas pequeños cerca de la geometría que simulen con la mayor precisión el fluido en los entornos cercanos a ella y recreen con exactitud la geometría del dron.

Para este volumen se realiza un mallado *Automated Mesh* no estructurado con celdas de forma poliédrica, y utilizando *Surface Remesher* y *Automatic Surface Repair*.

Además de los *Default Controls*, se utilizan dos *Custom Controls* que mejorarán la calidad de la malla. Uno de ellos se aplica sobre las superficies exteriores del volumen generando las celdas de mayor tamaño, y otro control sobre las superficies de la geometría del dron buscando que las celdas sean de un tamaño tal que representen con exactitud los detalles del modelo.

Independencia de malla

Antes de establecer una malla como definitiva, es necesario realizar un estudio de independencia de malla. Este estudio tiene como objetivo encontrar el número de celdas mínimo que haga que no varíen los resultados CFD y así no generar un alto coste computacional innecesario.

Este es un proceso iterativo, por lo que se estudiarán tres mallas diferentes y se buscarán las condiciones para que parámetros como los coeficientes adimensionales de las fuerzas aerodinámicas del modelo (C_L y C_D) se mantengan constantes. El estudio se realiza con las condiciones de vuelo en crucero comentadas en el Capítulo 4.2 de “Condiciones de estudio”. A continuación se añade una tabla donde figuran las distintas mallas ensayadas y sus resultados. En las columnas de la derecha pueden verse en tanto por ciento la variación de los resultados de una malla a la siguiente.

	Número de celdas	C_L	C_D	ΔC_L	ΔC_D
Malla 1	863.963	-0,0516	0,01931		
Malla 2	2.708.623	-0,0506	0,0232	1,97 %	20,14 %
Malla 3	3.577.573	-0,0498	0,0252	1,6 %	8,6 %
Malla 4	4.000.000	-0,0498	0,025	0 %	~ 0 %

Cuadro 6.1: Resultados del estudio de independencia de malla

Como puede verse en la anterior tabla, a partir del tercer mallado, los resultados varían muy poco, por lo que se toma esta malla como la final.

Malla final

Como se ha indicado en el apartado anterior, la malla final es la malla 3 del Cuadro 6.1. Esta es una malla de 3.577.573 celdas y que posee las características presentes en el Cuadro 6.2.

Mesh Control	Parámetro	Valor
Default Controls	Base size	0,007 m
	Target Surface Size	100 % del Base size
	Minimum Surface Size	0,05 % del Base size
	Surface Growth Rate	1,1 % del Base size
	Number of Prism Layers	6
Surface Control 1 (superficies externas)	Minimum Surface Size	3000 % del Base size
Surface Control 2 (superficies Valaq 120)	Target Surface Size	30 % del Base size
	Minimum Surface Size	1 % del Base size

Cuadro 6.2: Parámetros del mallado de la geometría inicial

A continuación se incorporan imágenes de la malla obtenida.

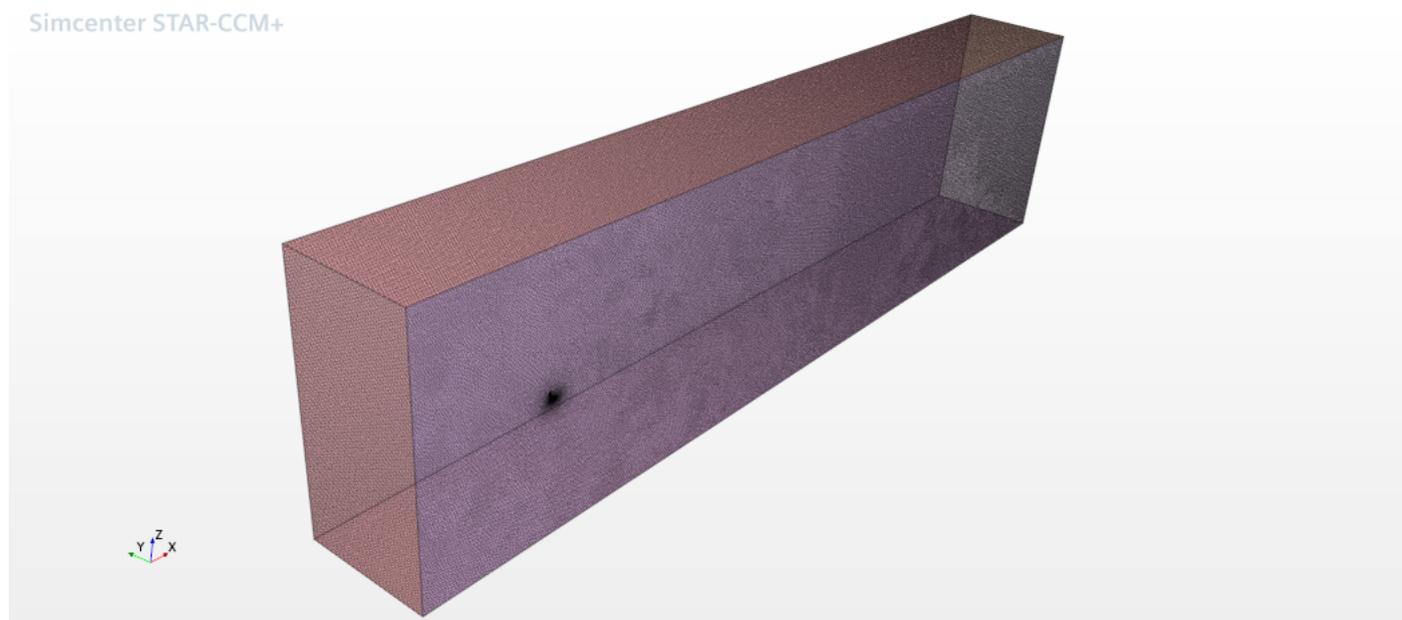


Figura 6.3: Mallado del volumen fluido inicial

En la imagen 6.3 puede apreciarse el volumen fluido mallado completamente. En el lateral de dicho volumen puede verse el dron donde la malla se refina, reduciéndose el tamaño de las celdas. En las imágenes 6.4, 6.5 y 6.6 se puede ver con claridad esta zona como el mallado de la geometría del propio dron.

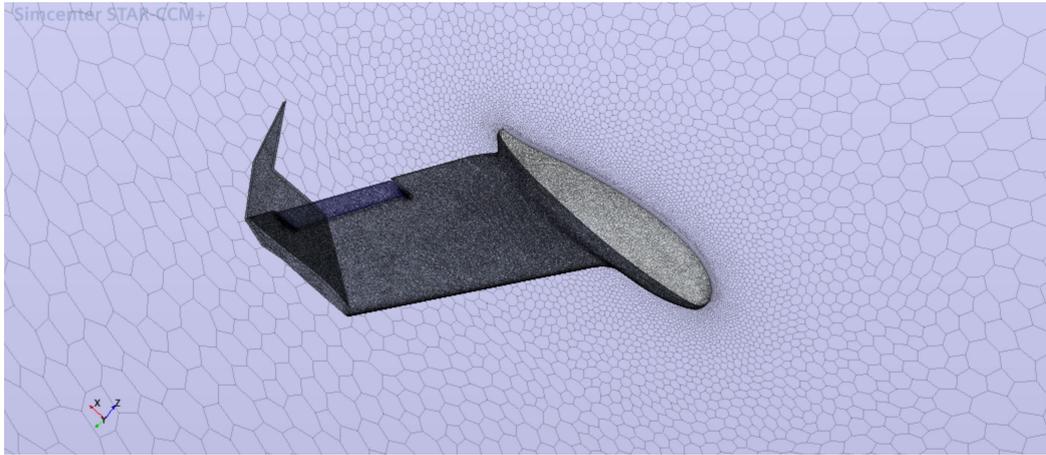


Figura 6.4: Mallado en la zona del ala

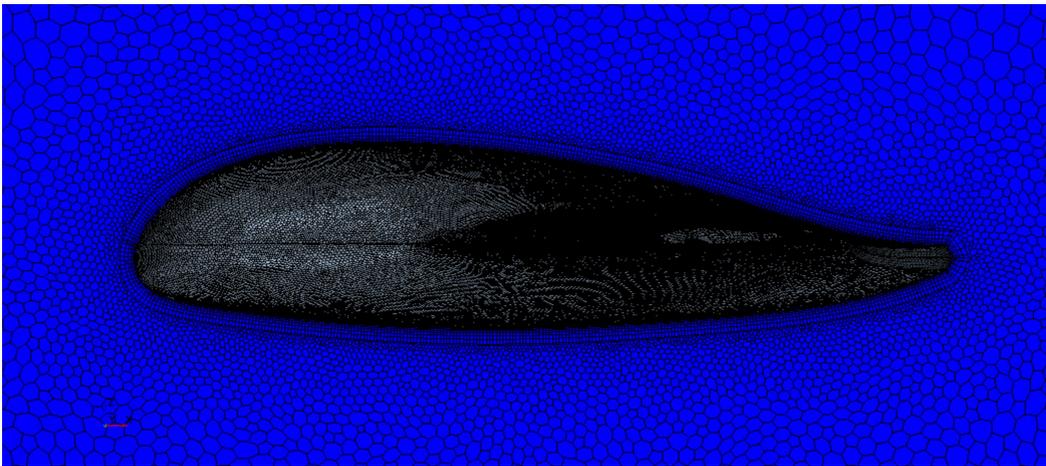


Figura 6.5: Mallado alrededor de un corte transversal del ala (perfil aerodinámico)

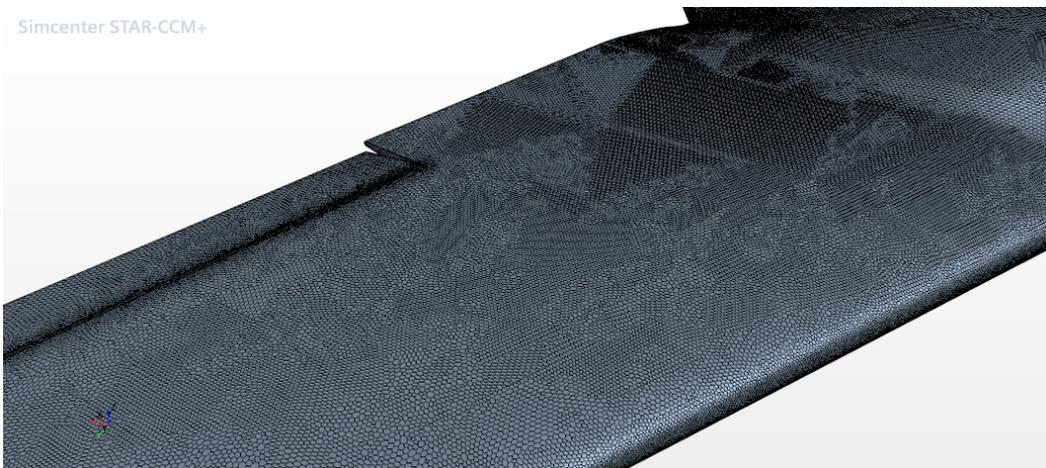


Figura 6.6: Mallado detallado sobre la superficie extradós del ala

6.2.3. Set-up

Antes de resolver el caso es necesario establecer una serie de parámetros que permitan simular con exactitud las condiciones del fluido. A continuación se enumeran los diversos factores utilizados como son el tipo de fluido, el solver empleado o el modelo de turbulencia.

- **Fluido:** Gas ideal de densidad constante (aire $\rho = 1,18 \text{ kg/m}^3$, $\mu = 1,85 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$)
- **Regimen:** Estacionario. El estudio del flujo alrededor del dron será un estudio estacionario, cuyos resultados no variarán a lo largo del tiempo. Este modelo se variará más adelante cuando se incorporen las hélices de la planta propulsora, que al girar convertirán el problema en un estudio no estacionario.
- **Solver:** Flujo Segregado. A la velocidad (30 m/s) y altitud (nivel del mar) del vuelo de crucero, el fluido se comporta como un fluido incompresible, siendo el *solver* segregado el más adecuado para estos casos.
- **Modelo de turbulencia:** Spalart-Allmaras. Este es un modelo de una única ecuación, que pretende resolver la ecuación de transporte para viscosidad turbulenta cinemática. Al ser un estudio de aerodinámica externa, este modelo funciona realmente bien, ofreciendo precisión y robustez, es por ello que se usa este modelo de turbulencia.
- **Condiciones del fluido en vuelo de crucero:**
 - Velocidad: 30 m/s
 - Presión: 101325 Pa
 - Temperatura: 300 K

Además de las condiciones anteriores, es necesario imponer las condiciones de contorno del volumen fluido. En la Figura 6.7 pueden verse las distintas zonas del volumen fluido a las que se deben imponer condiciones de contorno. Las condiciones de contorno aplicadas a dichas superficies son:

- **Inlet:** Velocity Inlet. Se fija la presión, magnitud y dirección del flujo no perturbado.
- **Outlet:** Pressure Outlet. Se fija la presión del flujo no perturbado.
- **Side:** Velocity Inlet
- **Top:** Velocity Inlet
- **Bottom:** Velocity Inlet
- **Simmetry Plane:** Simmetry Plane (plano de simetría).
- **Valaq120:** Wall. Condición de pared, donde la velocidad es nula.

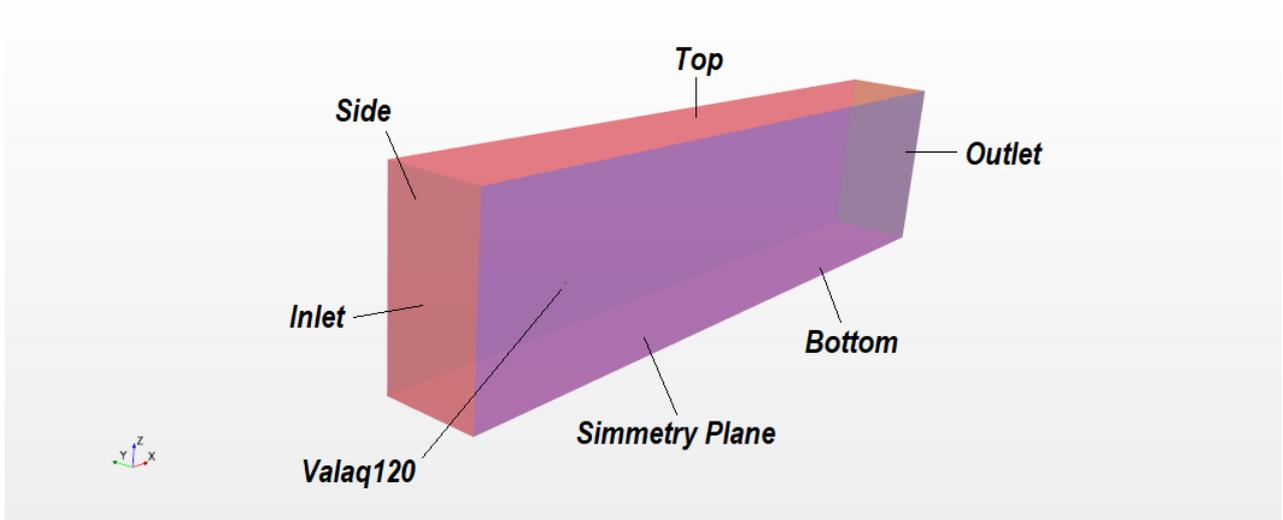


Figura 6.7: Nomenclatura de las zonas del volumen fluido

6.2.4. Resultados

Una vez realizado el mallado y preparado el caso, se procede a resolverlo. Cuando los residuales llegan a valores cercanos a 10^{-5} se considera que la solución ha convergido y tras ello, se obtienen los siguientes resultados.

Fuerzas aerodinámicas y coeficientes adimensionales

Uno de los resultados más relevantes de los estudios de aerodinámica externa son los valores de los coeficientes adimensionales de las fuerzas aerodinámicas, en particular el coeficiente adimensional de sustentación C_L y el de resistencia aerodinámica C_D . Con ellos se puede ver si el modelo presenta una buena eficiencia aerodinámica.

Una vez obtenidos los coeficientes adimensionales, se puede saber cuáles son las fuerzas de sustentación y resistencia conociendo la velocidad de vuelo (30 m/s), el área bañada por el fluido ($0,1474m^2$) y la densidad del aire ($\rho = 1,18kg/m^3$). Haciendo uso de las siguientes ecuaciones se pueden calcular dichas fuerzas:

$$L = \frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 S C_L \quad (6.1)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 S C_D \quad (6.2)$$

En la tabla 6.3 se pueden ver los distintos resultados obtenidos:

C_L	-0,049
C_D	0,025
L	-3,83 N
D	1,95 N
L/D	-1,96

Cuadro 6.3: Resultados aerodinámicos del estudio del ala simple

Como puede verse en los resultados obtenidos, el Valaq 120 es un dron que presenta una buena aerodinámica en cuanto a resistencia, puesto que a la velocidad de crucero y ángulo de ataque nulo, genera muy poca resistencia aerodinámica, tan solo 2,44 N. Aún así, en contraposición, a ese ángulo de ataque el dron no es capaz de generar sustentación, lo que implica una gran desventaja.

Es por ello, que el vuelo en crucero del Valaq 120 debe realizarse a ángulo de ataque positivo, aumentando la resistencia aerodinámica, pero generando la sustentación necesaria para mantener el vuelo recto y nivelado.

Mencionar que el modelo se ha ensayado a ángulo de ataque nulo pero con el elevon desplegado 10° . Esto es debido a que el Valaq 120, además de volar en crucero a ángulo de ataque positivo suele llevar desplegado el elevon para incrementar la sustentación generada. Como extra, se ha ensayado también el modelo inicial con elevon sin desplegar, obteniéndose un $C_L = -0,126$ y un $C_D = 0,043$, lo que confirma que la sustentación generada sin desplegar el elevon es mucho menor.

Este primer estudio es un estudio ideal, puesto que el dron no presenta planta propulsora. Los resultados obtenidos empeorarán en cuanto a sustentación y resistencia aerodinámica puesto que las hélices de los motores y el propio carenado de los motores distorsionarán el flujo; pero aún así serán más realistas puesto que el Valaq 120 necesita de los motores para generar empuje.

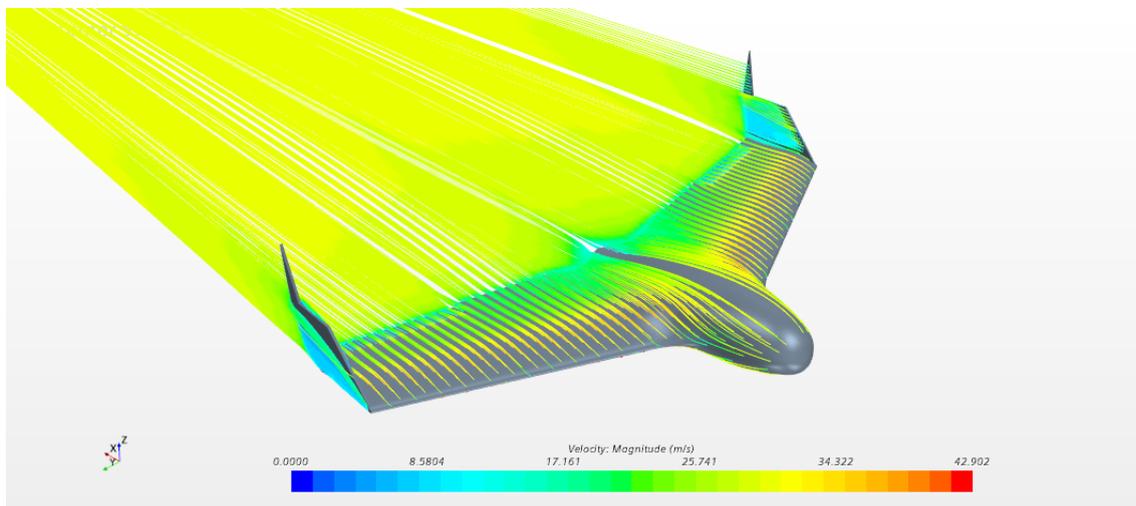


Figura 6.8: Líneas de corriente de velocidad sobre el ala simple

En la figura 6.8 se puede apreciar como el flujo no se perturba considerablemente, salvo en zonas cercanas al *winglet* y el *slot*.

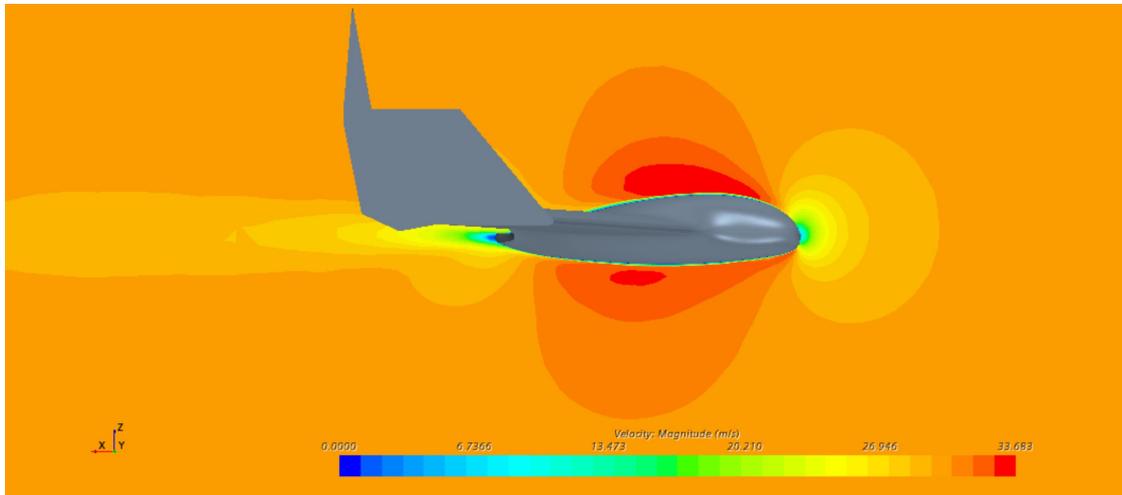


Figura 6.9: Escena de velocidad sobre el plano de simetría del ala simple

Por otro lado, en la figura 6.9 se puede apreciar como la velocidad del flujo en el intradós del UAV cerca de la nariz es mayor que en el extradós cerca de la nariz, lo que explica la generación de sustentación negativa. Otro resultado que se puede observar en dicha imagen es la estela. El Valaq 120 genera muy poca estela aguas abajo, lo que mejora la resistencia del UAV al flujo incidente.

6.3. Slot

Una vez ensayada la geometría inicial, se tiene un punto de partida sobre el que realizar modificaciones y comparar los resultados obtenidos con este caso ideal. A partir de este primer modelo es necesario realizar cambios en la geometría que permitan ensayar el dron real con planta propulsora, hélices, etc.

Como primer paso en el cambio de la geometría, se incorpora un *slot* entre el elevón y el ala. Este *slot* está presente en el modelo real y tiene como objetivo reducir la velocidad de entrada en pérdida.

Los *slots* se utilizan para disminuir la velocidad de pérdida y así conseguir mejores prestaciones a bajas velocidades. Dichas ranuras permiten que el aire fluya del intradós al extradós, permitiendo una mayor sustentación a igual ángulo de ataque o retrasando la entrada en pérdida a ángulos de ataque mayores. Aún así, las alas con *slot* poseen una desventaja frente a las alas sin ellos, y es que se penaliza la resistencia aerodinámica, aumentando el coeficiente adimensional de dicha fuerza.

El *slot* del Valaq 120 tiene una longitud de 22,6 cm, la misma que la longitud del propio elevón, y un ancho de 1,5 mm. Puede apreciarse dicho *slot* en la siguiente imagen.

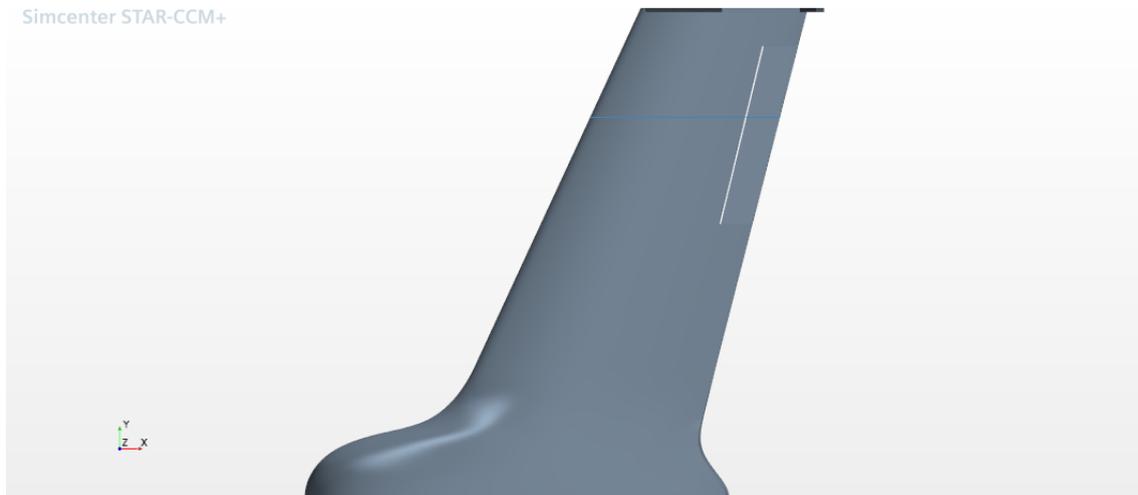


Figura 6.10: Vista en planta del Valaq 120 donde se aprecia el *slot*

A la hora del mallado, se utiliza el mismo volumen fluido y los mismos parámetros que en el caso anterior ya que la geometría es prácticamente la misma, y además los valores utilizados anteriormente son capaces de reproducir con exactitud el *slot*. Dichos parámetros del mallado pueden verse en el Cuadro 6.2.

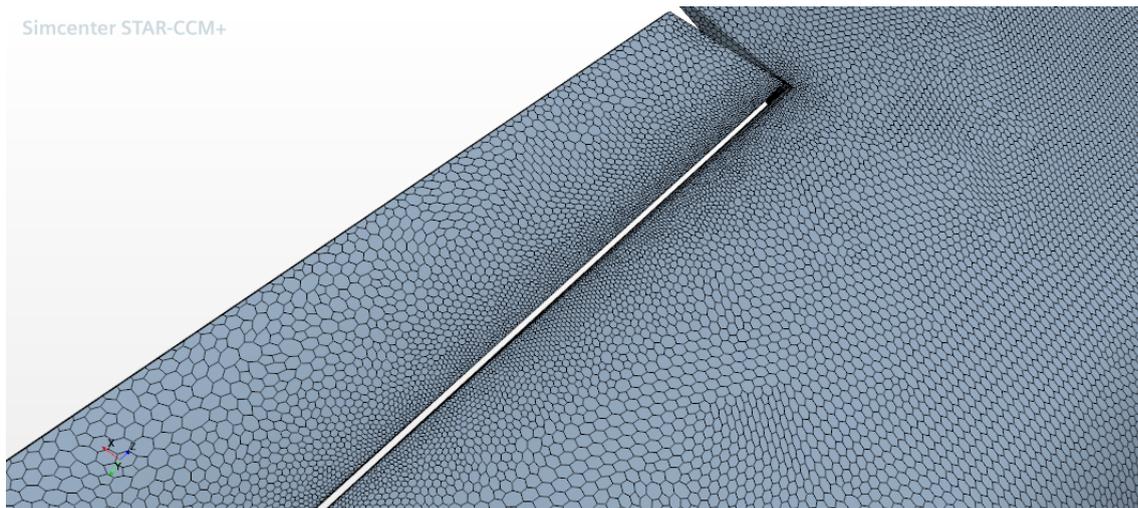


Figura 6.11: Mallado del extradós del ala del Valaq 120 donde se aprecia el *slot*

Una vez resuelto el caso, se obtienen los siguientes resultados, presentes en la Tabla.

Modelo	C_L	C_D
Ala simple	-0,049	0,025
Ala simple con <i>slot</i>	0,1	0,026

Cuadro 6.4: Resultados aerodinámicos del estudio del ala simple con *slot*

Como se puede ver en el cuadro 6.4, el *slot* aumenta ligeramente la sustentación, haciendo que el dron pase de generar carga aerodinámica a sustentación positiva. Por otro lado, la resistencia aerodinámica se ve ligeramente perjudicada, al romper la uniformidad de la superficie aerodinámica.

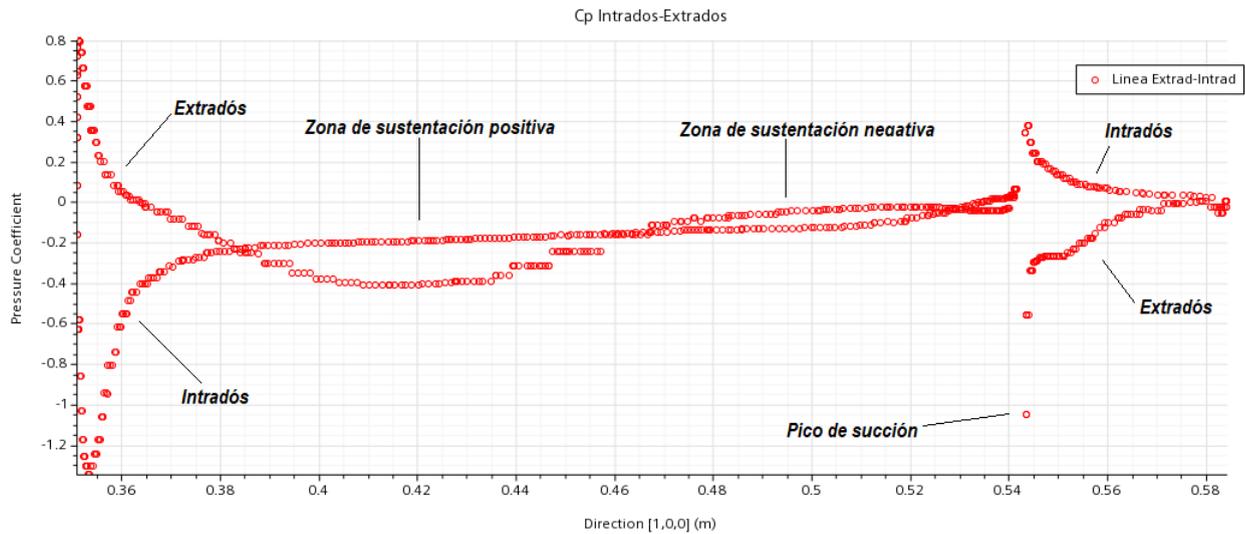


Figura 6.12: Gráfica C_P en un plano paralelo al plano de simetría **con slot**

En la anterior Figura 6.12 se puede ver una representación del coeficiente de presión a lo largo del extradós e intradós del ala. Para ello se ha hecho uso de una línea contenida en un plano paralelo al plano de simetría vertical y situado a 0,4 metros de este, que abarcara una sección completa del ala tomando intradós y extradós de la misma, y representando en ella el coeficiente de presión.

Como se aprecia en el gráfico, en el borde de ataque del ala, el coeficiente de presión es máximo al ser la velocidad nula en dicho punto. A partir de dicho punto, se puede ver como el C_P a lo largo del intradós decae a valores negativos, mientras que a lo largo del extradós aumenta hasta un máximo de 0,8.

Cerca de la nariz se puede observar como el ala genera sustentación negativa al estar las gráficas del intradós y extradós invertidas. Este efecto también se aprecia en la figura 6.9.

Un resultado importante que se obtiene de la representación del coeficiente de presiones es como según la zona del perfil, se genera sustentación positiva o negativa al invertirse las gráficas de intradós y extradós varias veces. Cerca de la nariz se produce sustentación negativa, para a continuación pasar a generar sustentación positiva, y seguidamente, cerca del *slot*, volver a producir sustentación negativa. Finalmente, aguas abajo del *slot* existe una zona de sustentación positiva, que sumada a la otra zona de sustentación positiva permite tener una sustentación global también positiva.

Otro punto relevante, es la influencia del *slot*. Se observa como en la parte final de la línea de extradós-intradós ($x \sim 0,54$) existe un salto brusco del C_P , esto se debe al *slot*.

Debido a la irregularidad de las superficies aerodinámicas provocada por el espacio generado en el *slot*, el fluido en contacto con el ala sufre una brusca succión del intradós al extradós generado el salto en presiones tan significativo. El fluido del intradós sufre un aumento del C_P , mientras que el del extradós una disminución. Dicho salto provoca un ligero aumento en la sustentación generada como ya se ha comentado anteriormente. A partir de dicho *slot* se puede ver finalmente como las gráficas para extradós e intradós acaban confluyendo en el mismo punto, el borde de salida del ala.

Es interesante comparar las gráficas del coeficiente de presiones para el caso del modelo simple sin slot, y este nuevo modelo con slot. Para ello se incorpora la figura 6.13 donde se representa el C_p para el caso simple sin slot. Como se puede ver en dicha imagen, no existe el salto de presiones que aparecía en el slot en la figura 6.12 debida a la succión generada por él mismo. En este caso se ve como las presiones varían debido a que el elevon se encuentra desplegado 10° , pero sin existir el pico de succión.

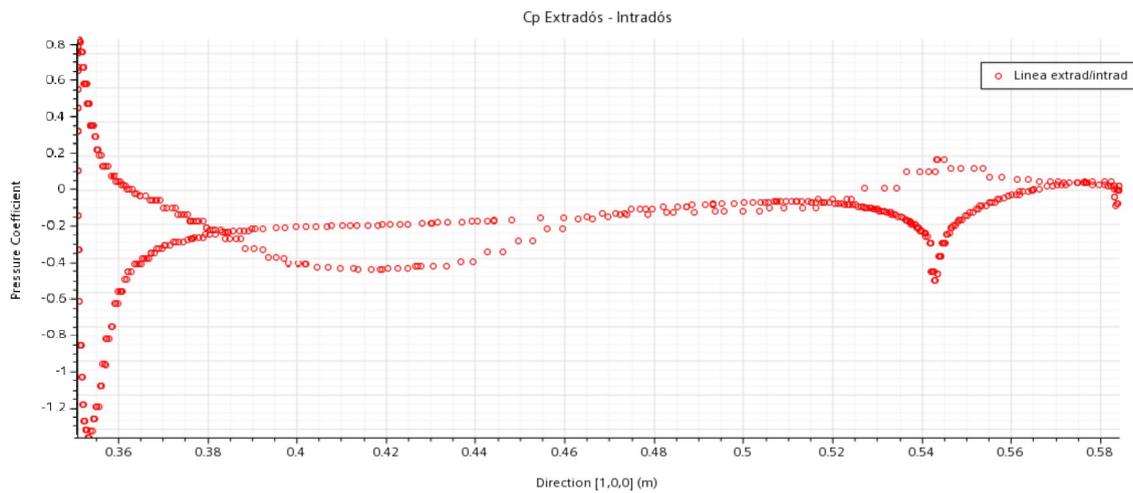


Figura 6.13: Gráfica C_P en un plano paralelo al plano de simetría **sin slot**

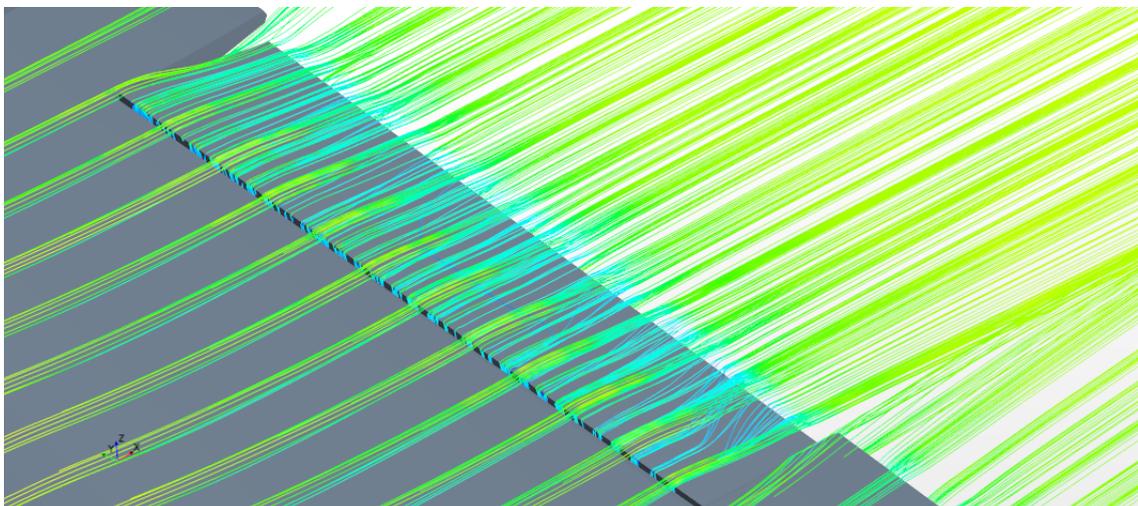


Figura 6.14: Líneas de corriente de velocidad sobre el extradós del ala

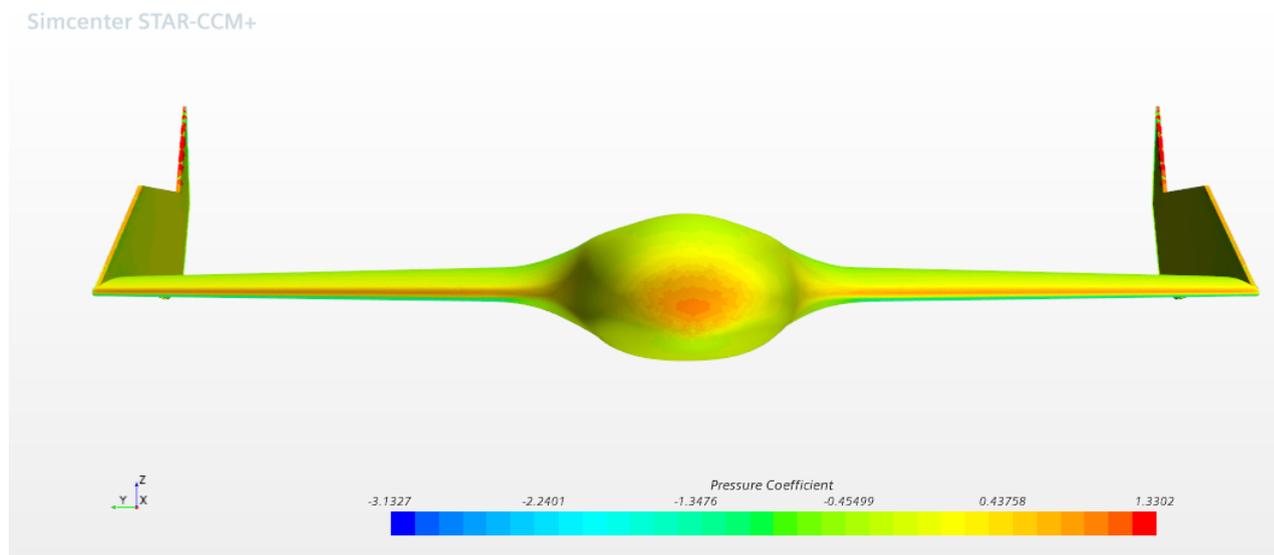


Figura 6.15: Coeficiente de presión sobre el Valaq 120

En la Figura 6.14 se puede ver como el flujo de aire fluye de intradós a extradós confluendo más líneas de corriente sobre el extradós del elevon. Por su parte en la Figura 6.15 se representa el coeficiente de presión sobre el dron completo, donde se puede apreciar como en el borde de ataque y morro el C_P alcanza valores unitarios al ser el punto de parada.

A partir de este estudio, todos los siguientes modelos incorporarán el *slot* puesto que supone una mejora en la aerodinámica del modelo, pudiendo volar a menores ángulos de ataque para la misma sustentación. En el siguiente apartado se estudiará ya el modelo completo con planta propulsora y hélices.

6.4. Ala con motores y hélice en estático

A partir de este momento se incorpora la planta propulsora al Valaq 120. Este dron presenta cuatro motores eléctricos que consumen en conjunto 30W y ubicados por parejas en posición de cuadrotor. Esta configuración permite, como ya se ha explicado anteriormente, el vuelo vertical y horizontal.

Para el análisis CFD solo es necesario el diseño del carenado de dicho motores además de los pilones que unen los motores al ala. Para dicho diseño se ha utilizado la herramienta de diseño CAD *Catia V5 Student Version*, tomando como referencia las medidas del modelo ya fabricado. En la figura 6.16 se puede ver la geometría obtenida.

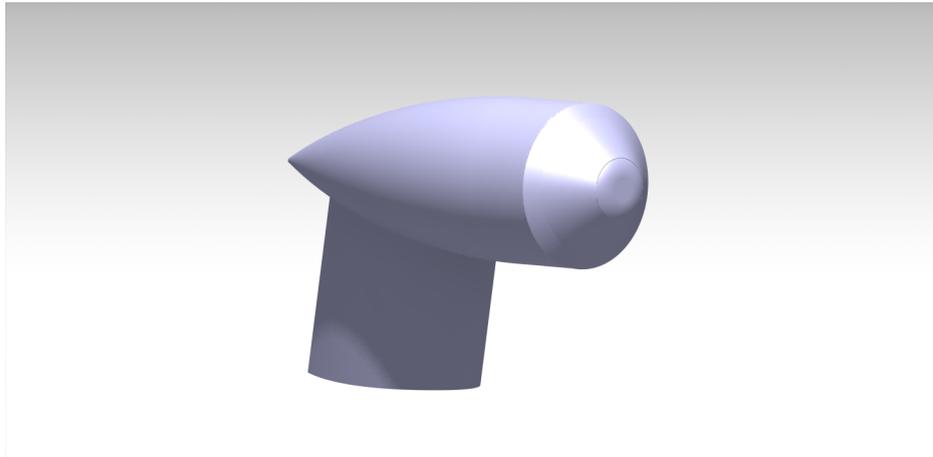


Figura 6.16: Carenado y pilón del motor del Valaq 120

En cuanto a las hélices, se hace uso de una geometría ya modelizada (Figura 6.17). Esta fue obtenida gracias a un escaneo 3D de la hélice ya fabricada, que posteriormente pudo ser exportada a formato CAD para hacer uso de ella en STAR-CCM+. Esta es una hélice que al girar produce una circunferencia de diámetro 228,2 mm. Además, presenta un perfil alar que varía del encastre hasta la punta. La cuerda de dicho perfil en el punto de espesor máximo es de 19,07 mm.

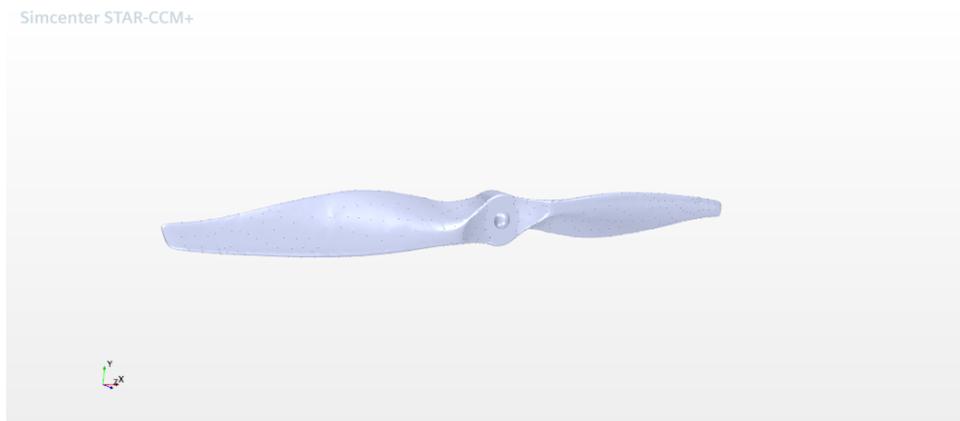


Figura 6.17: Hélice del Valaq 120

Una vez se tienen diseñadas las geometrías del carenado de los motores y de las hélices, se unifican con la geometría inicial del Valaq 120. Se busca que la posición de los motores sea la misma que en el modelo ya fabricado, teniendo precaución a la hora de que las hélices no interfieran con el ala. Para ello los motores se encuentran adelantados cierta distancia del borde de ataque. Además, se sigue haciendo uso del *slot* ya diseñado en el apartado anterior. Con todo esto se consigue la geometría final del Valaq 120 que se puede ver en la siguiente imagen.

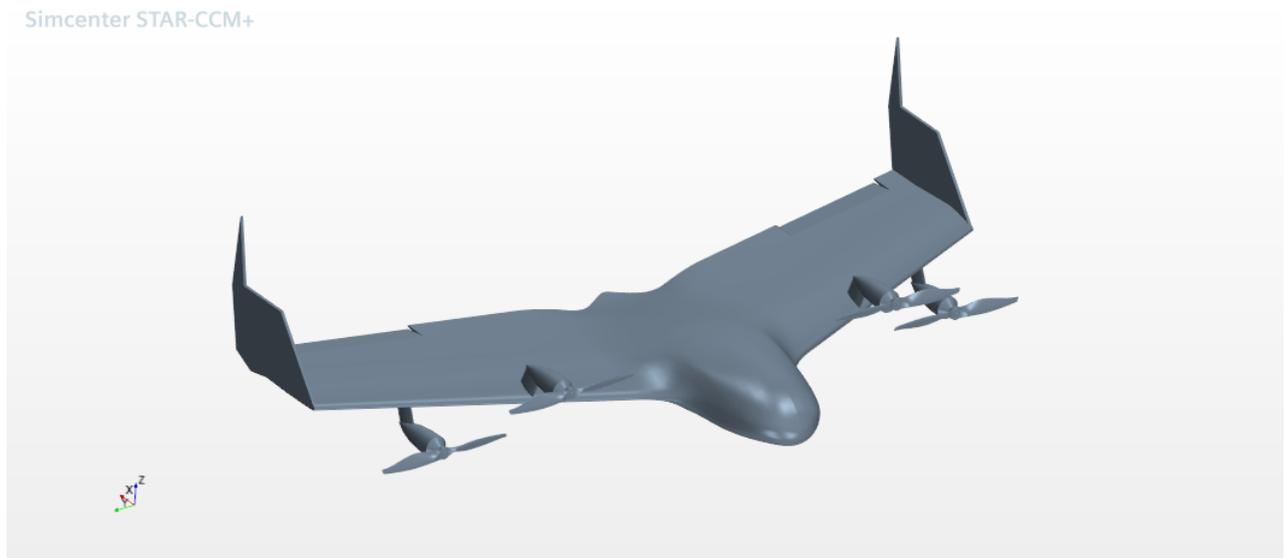


Figura 6.18: Geometría final del Valaq 120

En este apartado se simula el dron a condiciones de crucero pero sin activar los motores, por lo que las hélices se mantienen estáticas. Ya en el siguiente apartado se activará el sistema propulsivo y se pondrán a girar las hélices al regimen de crucero. Es por ello, que en el siguiente apartado se incorporarán mejoras en cuanto a mallado y *set-up* puesto que será el modo de vuelo real del Valaq 120.

En cuanto a este estudio actual de estudio con motores en estático, los parámetros que se utilizan para el mallado y el *set up* son los mismos que en los casos anteriores y que pueden verse en el apartado 4. Referido al mallado se extiende el control de superficie a todas las superficies del modelo, incluyendo esta vez los motores y las hélices, mientras que el resto de parámetros se mantienen igual que en los casos anteriores. Con todo ello se consigue una malla de 4.125.632 celdas. En las siguiente figura 6.19 puede verse la malla obtenida.

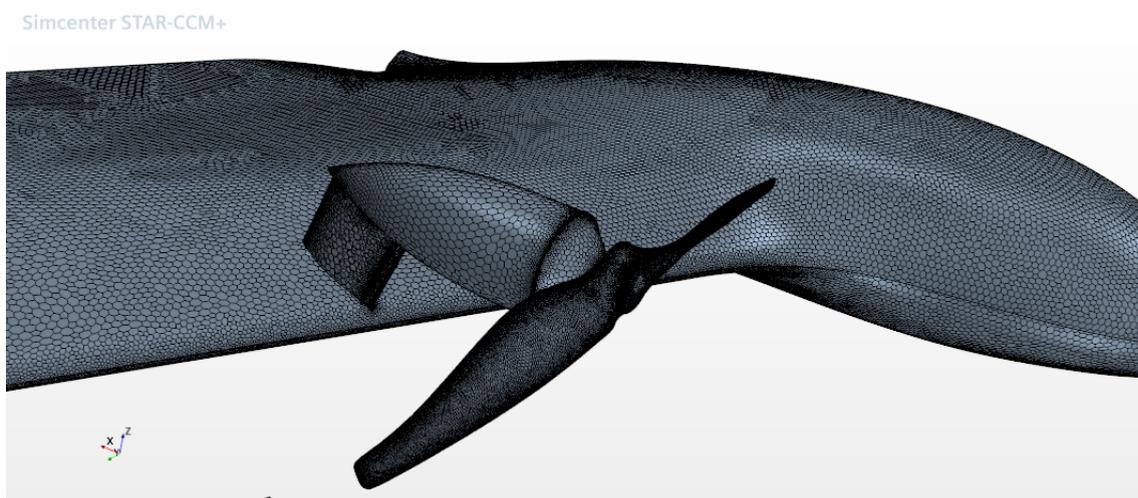


Figura 6.19: Mallado del Valaq 120 con planta propulsora

En cuanto a resultados, la incorporación del carenado de los motores, los pilones y las hélices, claramente supone un empeoramiento de las prestaciones aerodinámicas del modelo (tabla 6.5). Aumentan significativamente la resistencia aerodinámica del dron al incrementar el área frontal, y además perturban el flujo que entra en contacto con el ala, perdiendo sustentación. Los resultados obtenidos son:

Modelo	C_L	C_D
Ala simple con <i>slot</i>	0,1	0,026
Ala con planta propulsora	-0,102	0,1924

Cuadro 6.5: Resultados aerodinámicos del estudio del Valaq 120 con motores en parado

Los resultados mostrados en la tabla 6.5 verifican la teoría de que la incorporación de la planta propulsora supone una desventaja aerodinámica en cuanto al ala simple. Aún así, los motores son necesarios para que el dron genere el empuje que le permita el vuelo en crucero.

6.5. Ala con motores y hélice en movimiento

Este apartado es el más importante de los realizados hasta el momento, puesto que en él se simulan las condiciones reales del vuelo del Valaq 120 en crucero. En este apartado, el modelo presenta todos los elementos geométricos del dron real (*slot*, motores, pilones, *winglets*, ...), no solo el ala simple que se ensayó en el primer apartado del presente trabajo. Con el modelo completo se puede simular el vuelo en crucero real, donde las hélices del dron girarán al régimen de crucero y el problema se transformará en un problema no estacionario.

6.5.1. Volumen fluido

Para mejorar los resultados aerodinámicos, y puesto que el flujo ahora que las hélices se encuentran en movimiento está más perturbado, es necesario mejorar la calidad de la malla en los alrededores del modelo, para así simular con claridad el fluido y obtener unos resultados precisos. Es por ello, que se utilizan cuatro volúmenes fluidos en lugar de uno.

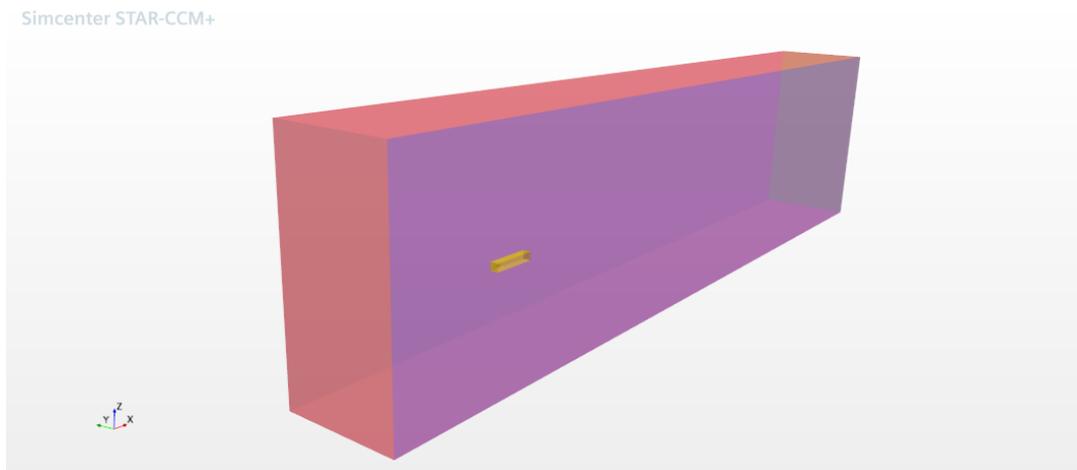


Figura 6.20: Volumen fluido externo e interno

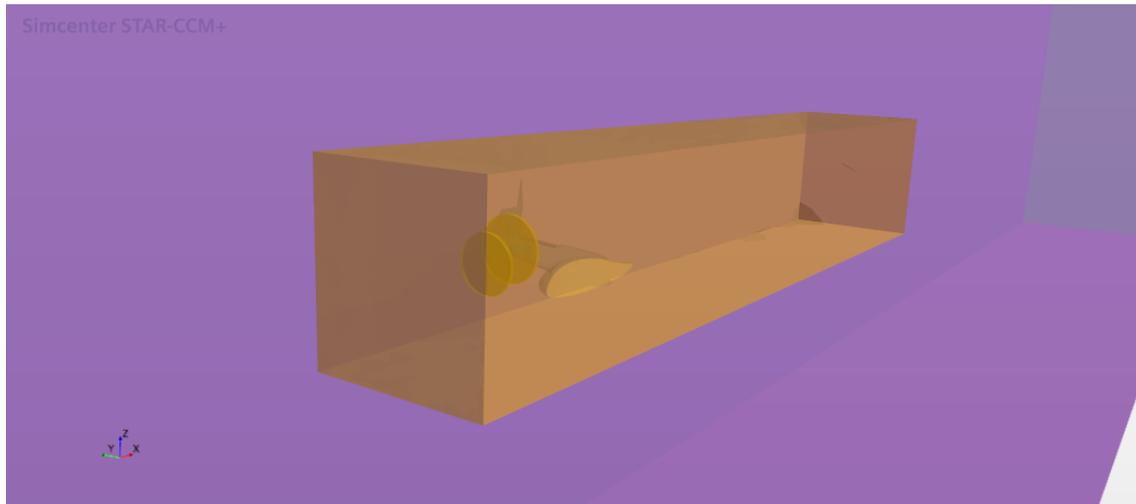


Figura 6.21: Zoom del volumen de fluido interno

Como volumen general que contenga al resto, se usa el mismo volumen empleado en los estudios anteriores. Este es un volumen amplio de 96 metros de longitud, 25 metros de altura y 12 metros de ancho. Al igual que en los casos anteriores, se ha buscado que la distancia horizontal entre la geometría y el *Inlet* sea de 4 veces la longitud del dron. Así como la distancia horizontal entre la geometría y el *Outlet* de 20 veces la longitud de la geometría. Con esto se consigue que el aire llegue lo más homogéneo posible al modelo, y además se pueda ver también la estela producida aguas abajo.

Por su parte, el volumen interior es un volumen mucho más pequeño, cuyo objetivo principal es refinar el mallado en los alrededores de la geometría y así simular con exactitud el fluido en esta zona, ahorrando tiempo de cálculo. Este volumen al tener una malla más fina, permitirá ver con claridad la estela producida por el dron o el flujo perturbado por las hélices. El volumen interno presenta unas dimensiones de 4,3 metros de longitud, 0,76 metros de altura y 1,46 metros de ancho.

Los dos volúmenes fluidos restantes son los volúmenes asociados a las dos hélices. Estos son a su vez internos del volumen interior detallado en el párrafo anterior, y que pueden verse en la Figura 6.21. El problema actual pasa a ser un problema no estacionario, por lo que los volúmenes de las hélices se encontrarán girando al régimen de giro de los motores. Estos dos volúmenes son dos cilindros de radio 0,125 metros y un altura de 0,016 metros.

6.5.2. Mallado

En cuanto al mallado, este es más complicado que en casos anteriores puesto que hay que tener cuidado con las interfaces que se crean entre un volumen y otro. El tamaño de celdas variará entre volúmenes y el cambio debe intentarse que no sea muy brusco.

Se realiza un mallado no estructurado con celdas en forma poliédrica y utilizando *Surface Remesher* y *Automatic Surface Repair*. Y para cada volumen se usan parámetros específicos:

- **Volumen exterior.** En este volumen se busca un mallado más basto que permita

reducir tiempo de cálculo aprovechando que no es el volumen más cercano a la geometría. Se realiza un mallado progresivo que parte de las celdas más grandes en los límites del volumen hasta el tamaño de celda pequeño propio del volumen interior. La malla debe realizarse con exactitud para hacer que el tamaño de celdas en la interfaz entre el volumen exterior e interior sea la misma. Por todo ello se aplican los siguientes controles:

- Default Controls.
 - Custom Controls.
 - Control de superficie sobre las caras externas.
 - Control de superficie sobre las caras del volumen interior.
- **Volumen interior.** Este volumen es muy crítico puesto que en él se busca refinar al máximo la malla para conseguir los mejores resultados. Además, tiene en contacto tres volúmenes diferentes, luego se crean tres interfaces diferentes donde el tamaño de celdas no debe variar de un volumen a otro. Es por ello que se crean los siguientes controles:
- Default Controls.
 - Custom Controls.
 - Control de superficie sobre las caras externas.
 - Control de superficie sobre las superficies del dron.
 - Control de superficie sobre las superficies de los volúmenes de las hélices.
- **Volúmenes de las hélices.** Estos volúmenes se encontrarán girando a la velocidad de giro de las hélices, y para crear el mallado se crearán los siguientes controles:
- Control de superficie sobre las caras externas.
 - Control de superficie sobre las superficies de las hélices.

Como el mallado ha variado significativamente respecto al resto de estudios, es necesario realizar un nuevo estudio de independencia de malla que encuentre la malla ideal que permita que los resultados no varíen.

Independencia de malla

Al igual que en el primer estudio de independencia de malla que se realizó, se buscan que los coeficientes de las fuerzas aerodinámicas no varíen (C_L y C_D). Es por ello que se estudian las siguientes mallas.

	Número de celdas	C_L	C_D	ΔC_L	ΔC_D
Malla 1	8.680.147	-0,0486	0,229		
Malla 2	9.303.332	-0,0534	0,23847	9,8 %	4,1 %
Malla 3	9.661.712	-0,0534	0,23844	0 %	~ 0 %

Cuadro 6.6: Resultados del estudio de independencia de malla

Como se puede ver en la tabla 6.6, a partir de la Malla 3, los resultados no varían, luego se considera este mallado como definitivo.

Malla final

Como se ha visto en el estudio de independencia de malla, la malla 3 es la malla definitiva. Dicha malla posee las siguientes características:

- Volumen exterior
 - Default Controls
 - Base Size: 0,15 m
 - Target Surface Size: 100 % del Base size
 - Minimum Surface Size: 0,04 % del Base size
 - Surface Growth Rate: 1,3 % del Base size
 - Custom Controls
 - Control de superficie sobre las caras externas
 - ◇ Minimum Surface Size: 1500 % del Base size
 - Control de superficie sobre las caras del volumen interior
 - ◇ Target Surface Size: 5 % del Base size
 - ◇ Minimum Surface Size: 0,1 % del Base size
- Volumen interior
 - Default Controls
 - Base Size: 0,13 m
 - Target Surface Size: 100 % del Base size
 - Minimum Surface Size: 0,02 % del Base size
 - Surface Growth Rate: 1,1 % del Base size
 - Number of Prism Layers: 4
 - Prism Layer Total Thickness: 0,05 cm
 - Volume Growth Rate: 1,1 % del Base size
 - Custom Controls
 - Control de superficie sobre las caras del volumen interno
 - ◇ Target Surface Size: 2 % del Base size
 - ◇ Minimum Surface Size: 0,05 % del Base size
 - Control de superficie sobre las superficies del dron
 - ◇ Target Surface Size: 2,5 % del Base size
 - ◇ Minimum Surface Size: 0,05 % del Base size

■ Volúmenes Hélices

● Default Controls

- Base Size: 0,08 m
- Target Surface Size: 100 % del Base size
- Minimum Surface Size: 0,02 % del Base size
- Surface Growth Rate: 1,1 % del Base size
- Number of Prism Layers: 3
- Prism Layer Total Thickness: 0,05 cm
- Volume Growth Rate: 1,1 % del Base size

● Custom Controls

- Control de superficie sobre las superficies de la hélice
 - ◇ Target Surface Size: 2 % del Base size
 - ◇ Minimum Surface Size: 0,05 % del Base size
- Control de superficie sobre las superficies del volumen
 - ◇ Target Surface Size: 4,06 % del Base size
 - ◇ Minimum Surface Size: 8,1 % del Base size

A continuación se incorporan imágenes de la malla obtenida (Figuras 6.22, 6.23, 6.24, 6.25, 6.26).

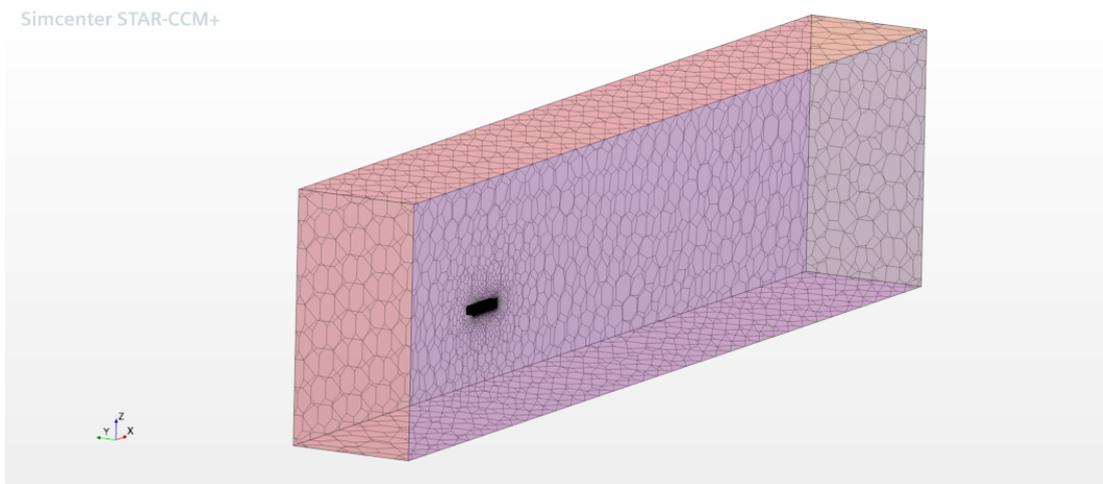


Figura 6.22: Mallado del volumen final

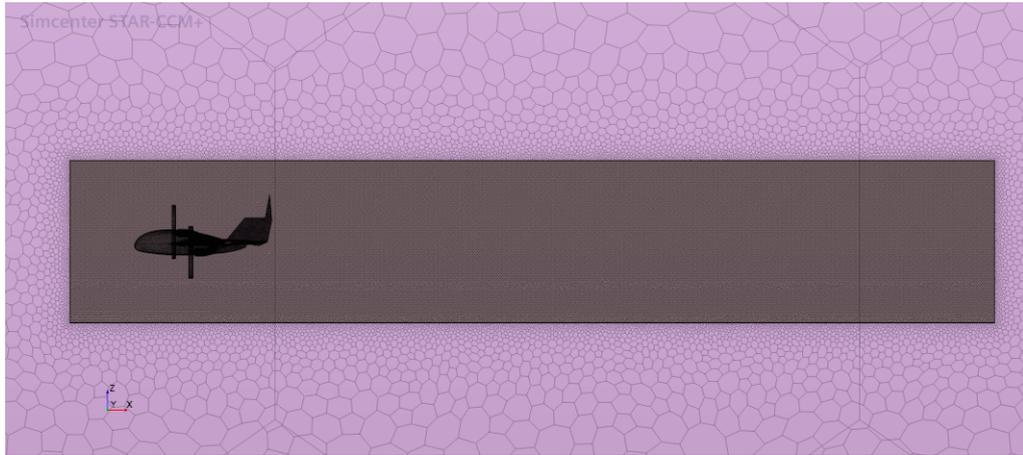


Figura 6.23: Mallado del volumen interior

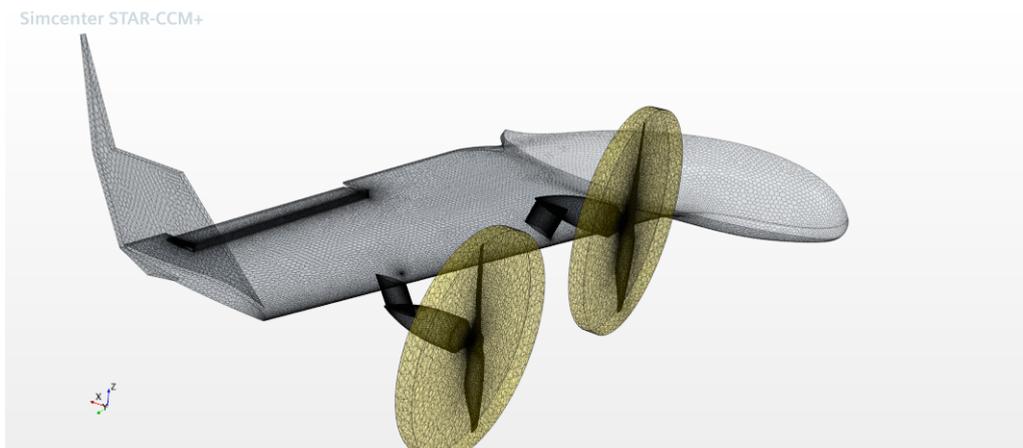


Figura 6.24: Mallado sobre la superficie del ala, motores y alrededor de las hélices

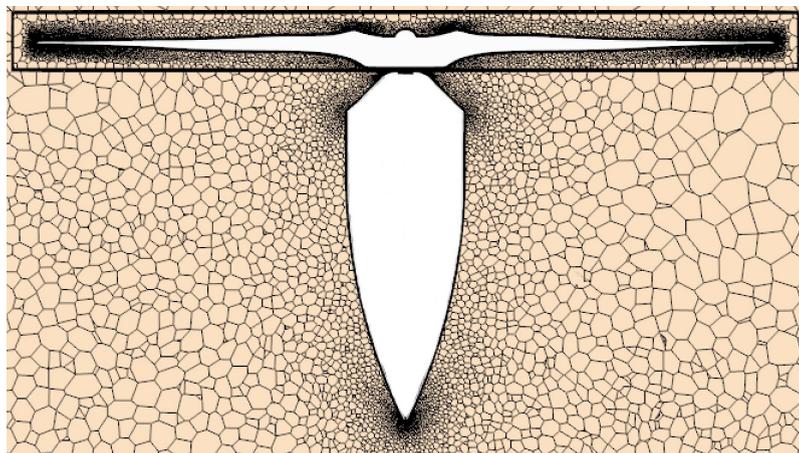


Figura 6.25: Mallado de uno de los volúmenes de las hélices

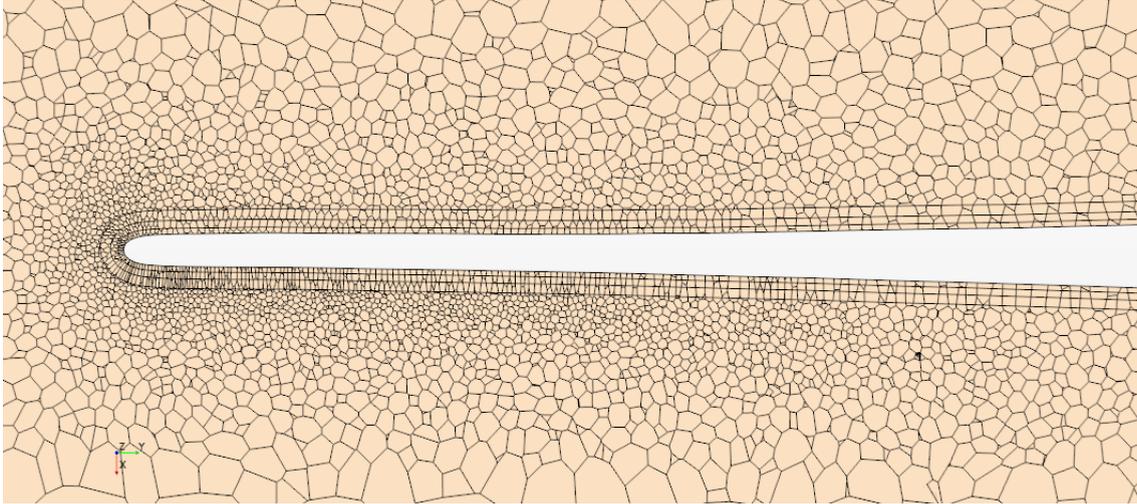


Figura 6.26: Zoom mallado en punta de pala de una de las hélices

6.5.3. Set-up

En el caso de este estudio, es necesario realizar un nuevo *set-up* puesto que el problema ya no es estacionario. Las hélices al girar varían las propiedades del fluido de un instante a otro, por lo que el problema pasa a ser no estacionario.

- **Fluido:** Gas ideal de densidad constante (aire $\rho = 1,18 \text{ kg/m}^3$, $\mu = 1,85 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$)
- **Regimen:** Implicit Unsteady (no estacionario).
- **Solver:** Solver Segregado.
- **Modelo de turbulencia:** Spalart-Allmaras.
- **Condiciones del fluido en vuelo de crucero:**
 - Velocidad: 30 m/s
 - Presión: 101325 Pa
 - Temperatura: 300 K
 - Régimen de giro de las hélices: 15000 rpm (régimen máximo)
 - Time-step: 0.001 s

En cuanto a condiciones de contorno se utilizan las mismas que en el caso de la geometría simple, a diferencia que ahora se añaden algunas condiciones de contorno añadidas a los nuevos volúmenes. A las superficies exteriores del volumen interno y de los volúmenes de las hélices se les impone la condición de pared (*Wall*). A parte de esto, a los volúmenes de las hélices se les impone una condición de rotación respecto de su eje a la velocidad de giro de las hélices 15000 rpm.

Una vez realizado el mallado y especificado el *set-up*, se procede a calcular el problema. Como criterio de convergencia general se utiliza el estudio de los residuales, tomando la

solución convergida cuando estos se encuentran por debajo del valor de 10^{-3} . Otro criterio de convergencia utilizado es el análisis de las diferentes variables del problema. El objetivo es encontrar a partir de qué vueltas dichas variables se mantienen constantes. En este caso se han creado monitores de variables como C_L y C_D para ver cuando dichas variables se mantienen constantes en función del *time-step*. Realizando varios ensayos, se vio que a partir de seis vueltas de giro de las hélices, los valores de C_L y C_D mostrados en los monitores se mantenían constantes, luego se emplea este como otro criterio de convergencia utilizado.

Los resultados de este estudio se muestran en el siguiente apartado donde además se incorporan nuevos estudios y posibles soluciones al modo de vuelo del Valaq 120.

Capítulo 7

Resultados

En este apartado se describen con detalle los resultados obtenidos en el estudio CFD del modelo completo del Valaq 120.

Los resultados que se muestran a continuación son de interés relevante, al ser la simulación del vuelo de crucero del modelo real ya fabricado. Conociendo estos resultados se puede interpretar si el dron está bien fabricado aerodinámicamente o si las hélices alteran mucho el flujo que llega al ala.

En cuanto a resultados aerodinámicos se obtienen los siguientes valores de coeficientes adimensionales y fuerzas aerodinámicas (tabla 7.1).

C_L	-0,0534
C_D	0,23844
L	-4,179 N
D	18,66 N
L/D	-0,224

Cuadro 7.1: Resultados aerodinámicos del estudio del Valaq 120

Es interesante comparar estos resultados con los casos anteriormente estudiados y así poder ver cómo interfiere la planta propulsora en la variación de los resultados. A continuación se incorpora una tabla resumen con los diferentes modelos ensayados y sus resultados (tabla 7.2).

Modelo	C_L	C_D	L/D
Ala simple	-0,049	0,025	-1,96
Ala simple con <i>slot</i>	0,1	0,026	3,84
Ala con planta propulsora en estático	-0,102	0,1924	-0,5301
Ala con planta propulsora a 15000 rpm	-0,0534	0,2384	-0,224

Cuadro 7.2: Comparativa de los resultados aerodinámicos de todos los modelos ensayados

Si se comparan los dos casos con la planta propulsora apagada y encendida, puede verse como poner los motores en funcionamiento supone una clara ventaja al mejorar considera-

blemente la eficiencia aerodinámica. Al poner en funcionamiento el sistema propulsivo, la resistencia aerodinámica aumenta, pero la mejora en la sustentación es tan significativa que la eficiencia aerodinámica mejora también considerablemente.

Como se puede ver en el Cuadro 7.2, en términos de aerodinámica, el mejor modelo sería un dron sin planta propulsora y con *slot*, pero como se ha venido comentando a lo largo de todo el trabajo, los motores son necesarios para generar el empuje que pone el UAV a la velocidad de crucero.

En términos de empuje, se mide la fuerza aerodinámica producida por las hélices en el sentido negativo del eje longitudinal. Con esto se obtiene un empuje total de 33,2 N, que al ser mayor que la resistencia aerodinámica (18,66 N) el Valaq 120 es capaz de avanzar en vuelo de crucero.

A continuación se incorporan diversas escenas en el instante de tiempo en el que la solución ha convergido.

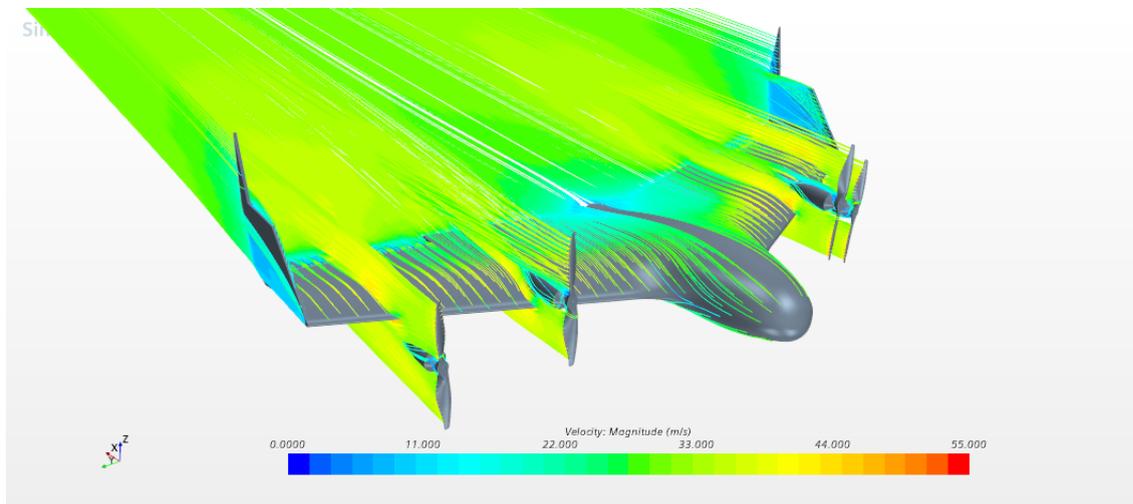


Figura 7.1: Líneas de corriente sobre el Valaq 120

Como se puede ver en la figura 7.1, el camino de las líneas de corriente sobre el ala, fuera del área de influencia de las hélices se mantiene muy similar que en el ala simple Figura 6.8. Aún así, las hélices perturban considerablemente el flujo, aumentando su velocidad aguas abajo. En esta Figura 7.1 se aprecia como la corriente aguas abajo de la hélice tiene una velocidad del orden de los 40 m/s a diferencia de la velocidad de crucero de 30 m/s. Esta imagen es en un instante determinado de tiempo, por lo que a esta estela se suman cada una de las estelas generadas en cada posición de giro. Es decir, toda la corriente aguas abajo de la circunferencia generada por la hélice se encuentra acelerada. Este aumento de velocidad deriva en un aumento de sustentación respecto a los motores en estático, como se puede ver en el Cuadro 7.2. Aún así, el incremento de sustentación no es extremadamente grande puesto que el flujo no es uniforme, se encuentra perturbado.

En esta Figura 7.1 también se observa la eficacia de los *winglets*. El uso de ellos per-

mite que el flujo que circula por el intradós del ala no fluya hacia el extradós en punta de ala, evitando que se formen torbellinos de punta de ala y aumente la resistencia aerodinámica del modelo.

Si se reproducen únicamente las líneas de corriente generadas por las hélices se puede ver mejor como estas al girar perturban el flujo (figuras 7.2, 7.3).

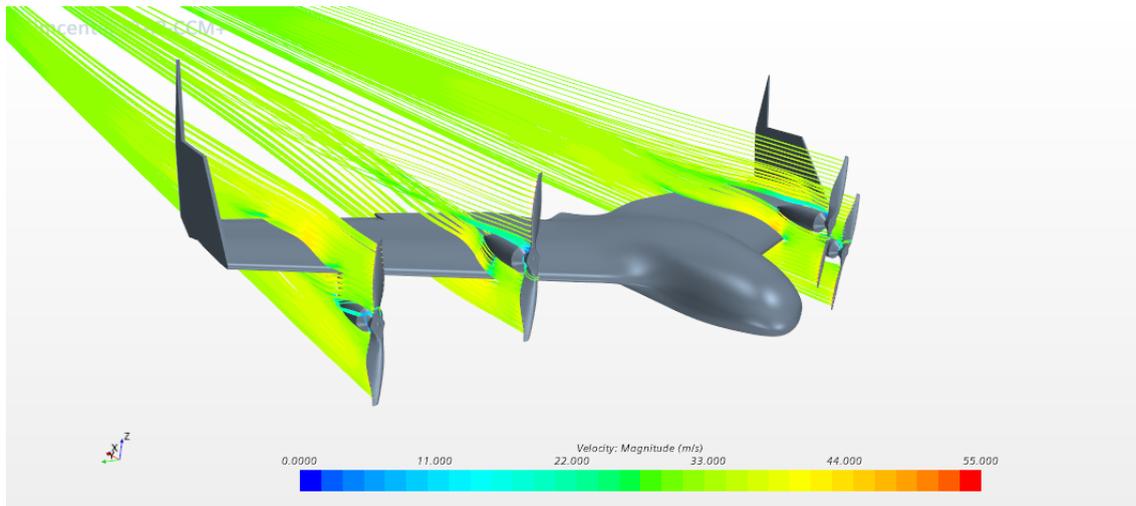


Figura 7.2: Líneas de corriente producidas por las hélices (1)

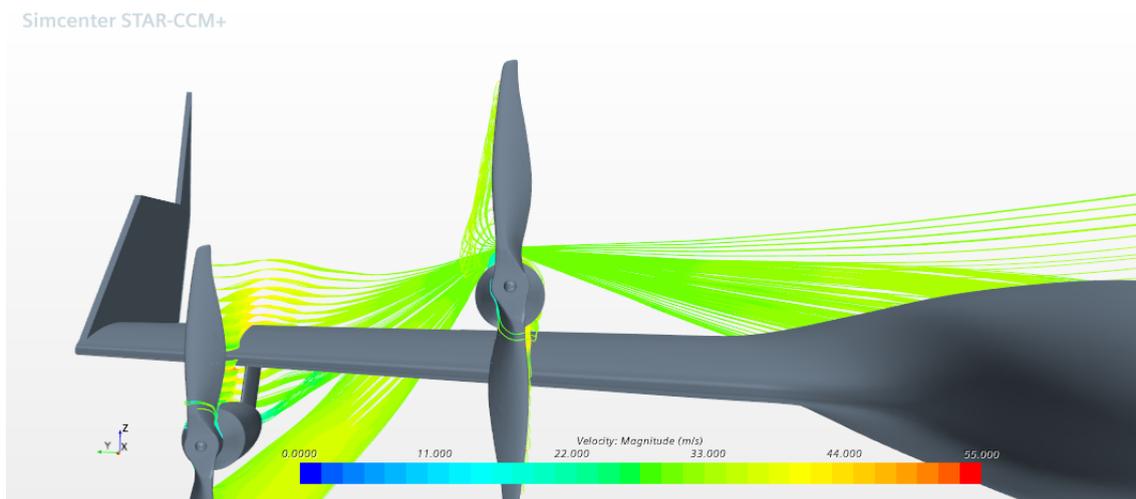


Figura 7.3: Líneas de corriente producidas por las hélices (2)

En la figuras 7.2 y 7.3 se pueden apreciar los torbellinos generados por las hélices. La interacción entre el flujo perturbado por la hélice y el flujo en contacto con el ala se ve en la figura 7.1.

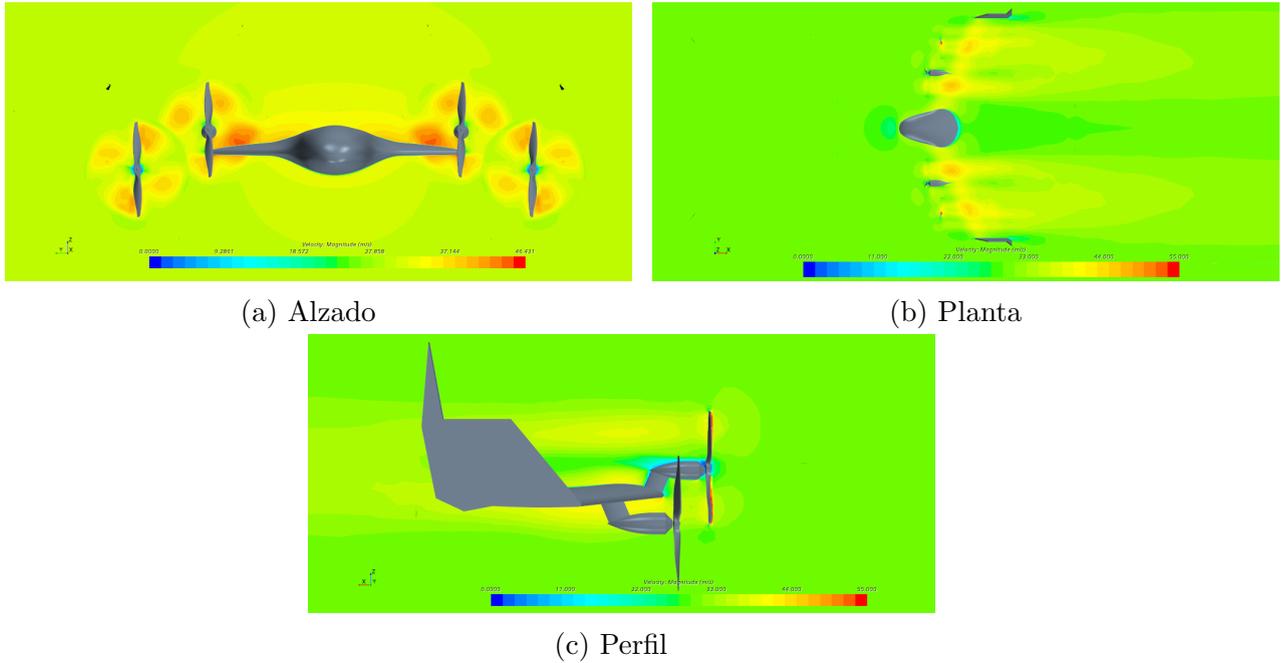


Figura 7.4: Escenas de velocidad sobre planos del Valaq 120

En las imágenes de la figura 7.4 puede apreciarse lo que ya se ha comentado anteriormente de cómo la estela producida por las hélices aumenta de velocidad. En la imagen (a) se puede ver la presencia de los vórtices generados por cada una de las hélices. En dicha imagen se aprecia como el flujo en el entorno del ala aumenta considerablemente su velocidad, al sumarse la influencia del ala con la de las hélices. Este aumento de velocidad sobre el ala, también se ve en la imagen (b), en el entorno de los cuatro motores.

Otro aspecto importante que se aprecia en las Figuras 7.4c y 7.2 es como la corriente se acelera en el extradós de las hélices, al igual que ocurre en el ala del dron. Esto se debe a que las palas de las hélices son diseñadas a partir de perfiles aerodinámicos, donde la corriente se acelera en el extradós generando una diferencia de presiones que permite la generación de sustentación. Este efecto también puede verse en la siguiente Figura 7.5.

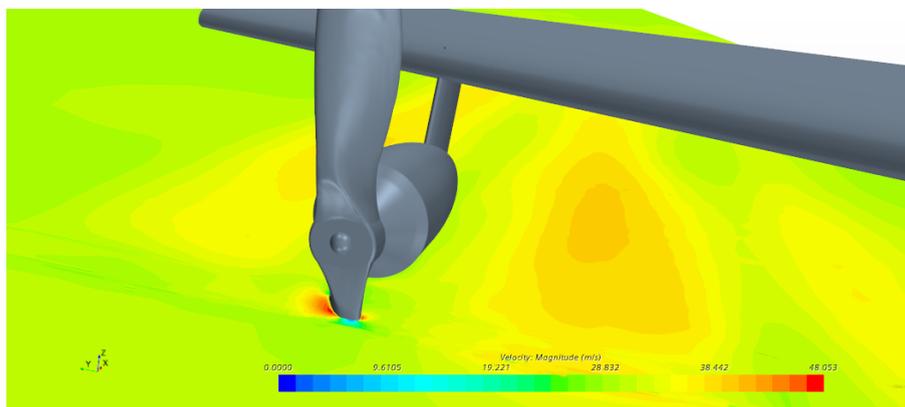


Figura 7.5: Contornos de velocidad en los entornos de la hélice

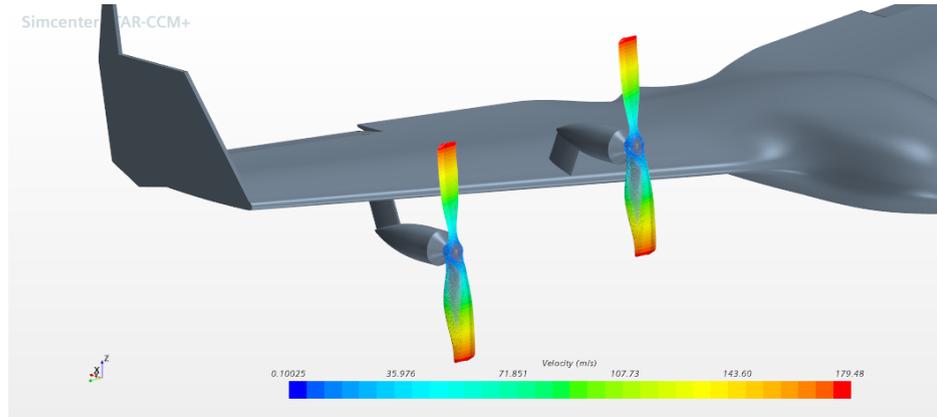


Figura 7.6: Vectores de velocidad sobre las hélices

En la figura 7.6 se representa la distribución de velocidad a lo largo de las palas de las hélices. En ella se puede ver como la velocidad es máxima en el extremo de la pala y casi nula en el eje giro, condición de todo cuerpo en movimiento rotatorio.

Una de las conclusiones más relevantes que se obtienen después de resolver el caso es que el Valaq 120 no puede realizar el vuelo de crucero a ángulo de ataque nulo, ya que no es capaz de generar sustentación. Por ello, aunque aumenta la resistencia aerodinámica, es necesario volar a ángulos de ataque positivos.

Este caso se ha resuelto con el elevon desplegado 10° , lo que conlleva a un aumento de sustentación respecto al caso de no desplegar elevon, pero no lo suficiente, por lo que es necesario aumentar el ángulo de ataque del modelo completo. Es por esto que surge la idea de estudiar cuál sería el ángulo de ataque óptimo que permitiría realizar el vuelo de crucero sin incrementar excesivamente el *drag*, es decir, sin penalizar la eficiencia aerodinámica. Para ello se ensaya el dron a diferentes ángulos de ataque con lo que se pueden realizar las siguientes gráficas $C_L - \alpha$, $C_D - \alpha$, $C_L - C_D$, $C_L/C_D - \alpha$ y $T - \alpha$.

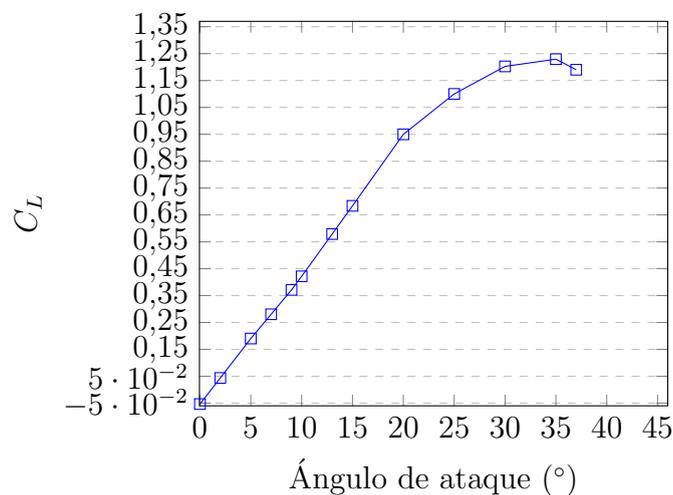


Figura 7.7: C_L vs Ángulo de ataque $^\circ$

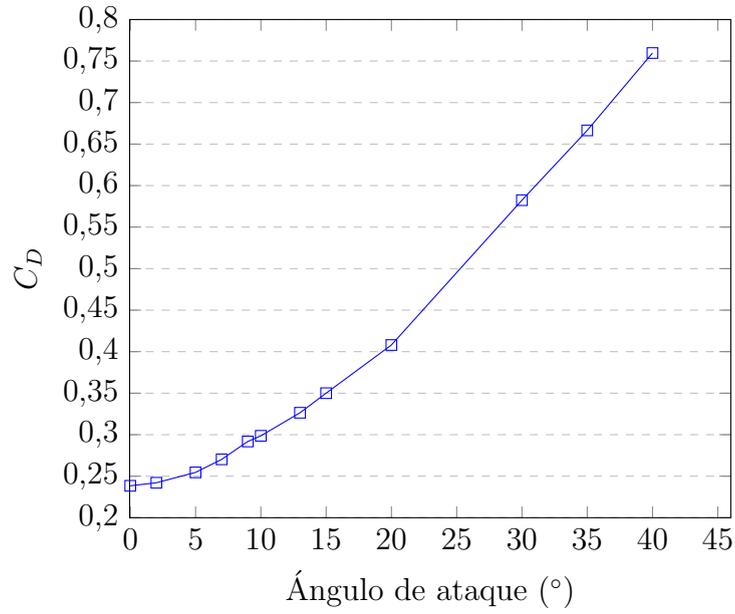


Figura 7.8: C_D vs Ángulo de ataque °

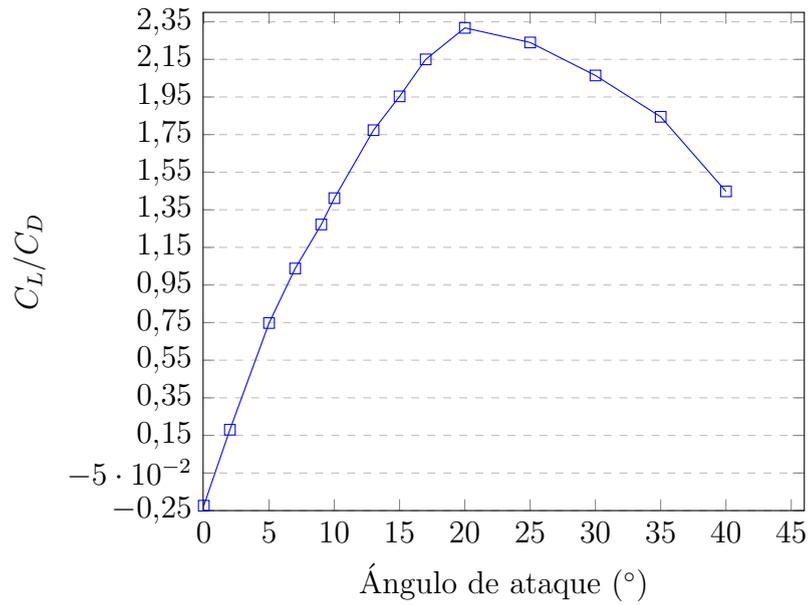


Figura 7.9: C_L/C_D vs Ángulo de ataque °

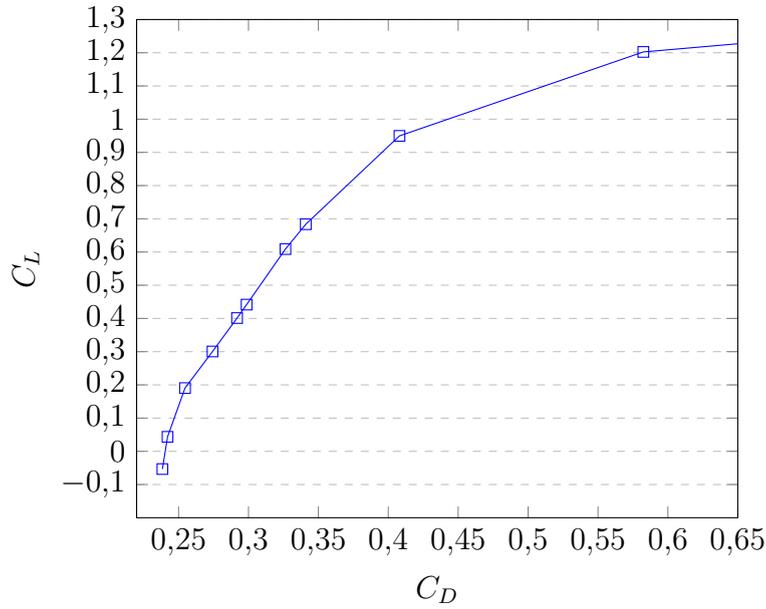


Figura 7.10: C_L vs C_D

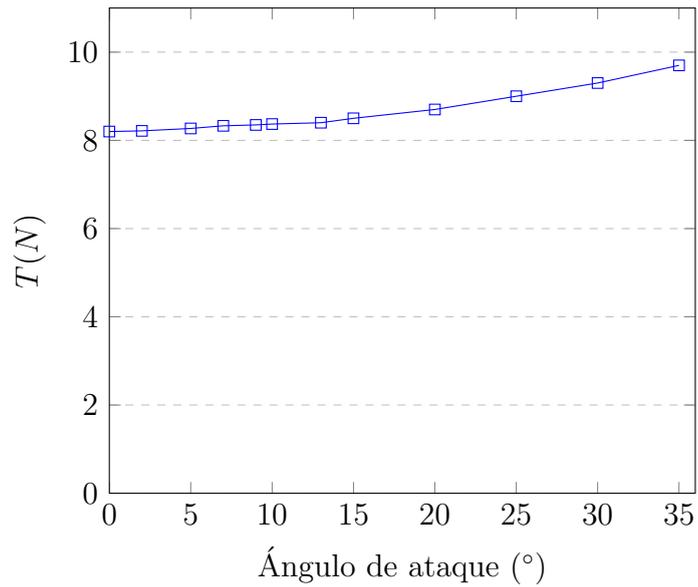


Figura 7.11: Empuje de una hélice vs Ángulo de ataque °

Como se puede ver en la Figura 7.7, el máximo de sustentación se produce a 35° , consiguiendo una sustentación global de 96,22 N. Con este valor de sustentación se consigue perfectamente el vuelo en crucero, sustentando considerablemente. Aún así, a este ángulo de ataque tan elevado, la resistencia aerodinámica es muy elevada, alcanzando valores del orden de 51,38 N. Esto es debido a la gran estela que se genera y que puede verse en la Figura 7.12, estando el dron muy cerca de la entrada en pérdida.

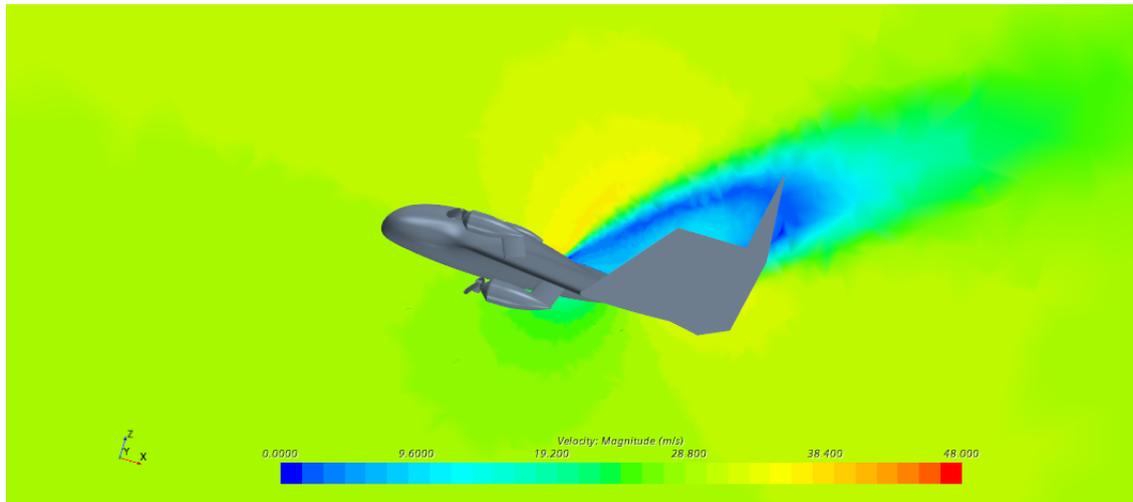


Figura 7.12: Contorno de velocidad en plano perpendicular al ala a 35° de ángulo de ataque

La solución es encontrar el ángulo de ataque que genere una sustentación igual al peso máximo del Valaq 120 (3,5 kg). Esto se produce a 11° de ángulo de ataque, donde se consigue una sustentación aproximada de 35 N y el peso siendo 34,3 N, luego se mantiene el vuelo recto nivelado.

Uno de los resultados interesantes que se obtienen es la variación del empuje de las hélices con el ángulo de ataque del dron. El flujo, en lugar de incidir perpendicularmente al plano de la hélice, incide con el propio ángulo de ataque del ala, lo que supone una ligera ventaja en cuanto a empuje se refiere. Como se puede ver en la Figura 7.11 el empuje aumenta desde 8,2 N a ángulo de ataque nulo hasta los 9,7 N a 35° . Por tanto, a 11° , que sería el ángulo de ataque óptimo, el empuje producido por una hélice sería de 8,38 N, siendo el conjunto de todos los motores 33,52 N.

Variación del ángulo del elevón

Como ya se ha comentado anteriormente, el elevón permite aumentar la sustentación del Valaq 120, y se utiliza siempre desplegado para reducir el ángulo de ataque global. En el caso del vuelo de crucero este se encuentra desplegado 10° ya que es la posición óptima sin incrementar exageradamente la resistencia aerodinámica. Aún así, se pueden estudiar varios ángulos de despliegue del elevón, y ver cómo afectan a las prestaciones del modelo. Para ello se realiza una comparación de las diferentes curvas polares a tres ángulos del elevón ($0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$).

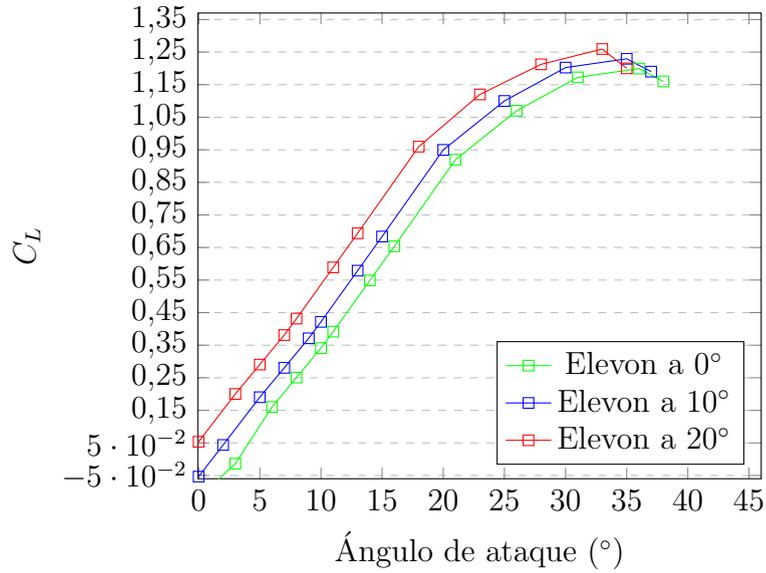


Figura 7.13: C_L vs Ángulo de ataque ° para diversos ángulos de elevon

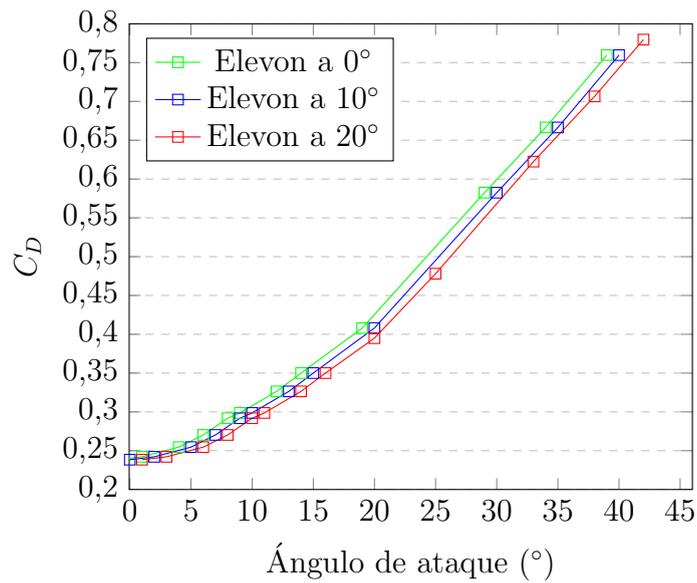


Figura 7.14: C_D vs Ángulo de ataque ° para diversos ángulos de elevon

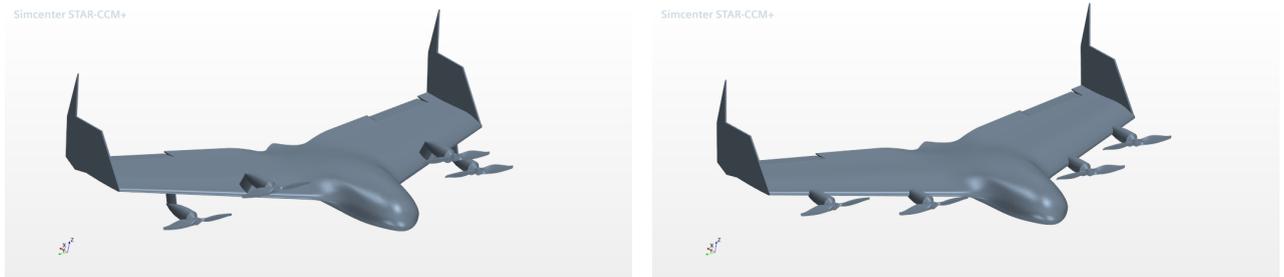
Como se puede ver en la figura 7.13, desplegar el elevón incrementa la sustentación global generada. Aún así, también incrementa la resistencia aerodinámica al incrementar la superficie alar (figura 7.14). Por todo ello, es necesario buscar una solución de compromiso que mejore la sustentación pero no incremente la resistencia. Por ello, se opta, al igual que se ha venido haciendo desde el primer modelo del ala simple, por desplegar el elevón 10°.

7.0.1. Ventajas de la propulsión distribuida

Para mejorar las condiciones del vuelo de crucero, existe la posibilidad de aprovechar las ventajas de la propulsión distribuida. Al tener más de dos motores distribuidos a lo largo de su envergadura, el Valaq 120 puede aprovechar esos dos motores extra y conseguir mejorar el vuelo de crucero gracias a la propulsión distribuida.

Como ya se vio en el Capítulo 5, una de las mayores ventajas de la propulsión distribuida es la mejora en el coeficiente de sustentación global del ala. Por ello, una solución para no tener que realizar el vuelo de crucero a ángulos de ataque tan elevados es usar los cuatro motores en el mismo plano y conseguir así aumentar la sustentación.

Como se puede ver en la Figura 7.15a, el Valaq 120 presenta los motores agrupados por parejas y distribuidos en distintos planos, dos en el extradós y dos en el intradós, con ello consigue despegar y aterrizar verticalmente. Si se reorientan los motores y se agrupan en el mismo plano en el borde de ataque las prestaciones aerodinámicas del ala mejorarán, pero la capacidad de despegue y aterrizaje vertical se perderá. Se opta por posicionar los motores en el borde de ataque del ala ya que mejora el momento de cabeceo, la acústica, las prestaciones en vuelo de crucero, y lo más importante, reciben el flujo de aire sin perturbar.



(a) Configuración normal

(b) Configuración propulsión distribuida

Figura 7.15: Configuraciones de motor Valaq 120

Este estudio se centra en las ventajas de la propulsión distribuida sin tener en cuenta el riesgo de la pérdida del despegue y aterrizaje vertical.

Para esta simulación se utilizan los mismos parámetros de mallado y el mismo *set-up* que en el caso del dron final (Ver Sección 6.5). Con todo ello, realizando el crucero a ángulo de ataque nulo, 10° de elevon y máximas revoluciones de motor (15000 rpm), se consiguen los siguientes resultados:

Modelo	C_L	C_D	L/D
Valaq 120 con planta propulsora original	-0,0534	0,2384	-0,224
Valaq 120 con propulsión distribuida	-0,028	0,223	-0,125

Cuadro 7.3: Comparativa de los resultados aerodinámicos del estudio de propulsión distribuida

Como se ve en la tabla 7.3, la propulsión distribuida mejora la eficiencia aerodinámica del ala, incrementando la sustentación y reduciendo el *drag* generado. Aún así, el incremento no es muy alto y puede llevar a plantearse la opción de si es rentable prescindir de la capacidad del Valaq 120 para aterrizar y despegar verticalmente. Una opción que se plantea a UAV Works, es el diseño de dos versiones del dron Valaq 120, un modelo quadrotor con despegue y aterrizaje vertical para la utilización en entornos cerrados como ciudades, y una versión con propulsión distribuida en borde de ataque útil en campo abierto donde no sería tan necesario el despegue vertical.

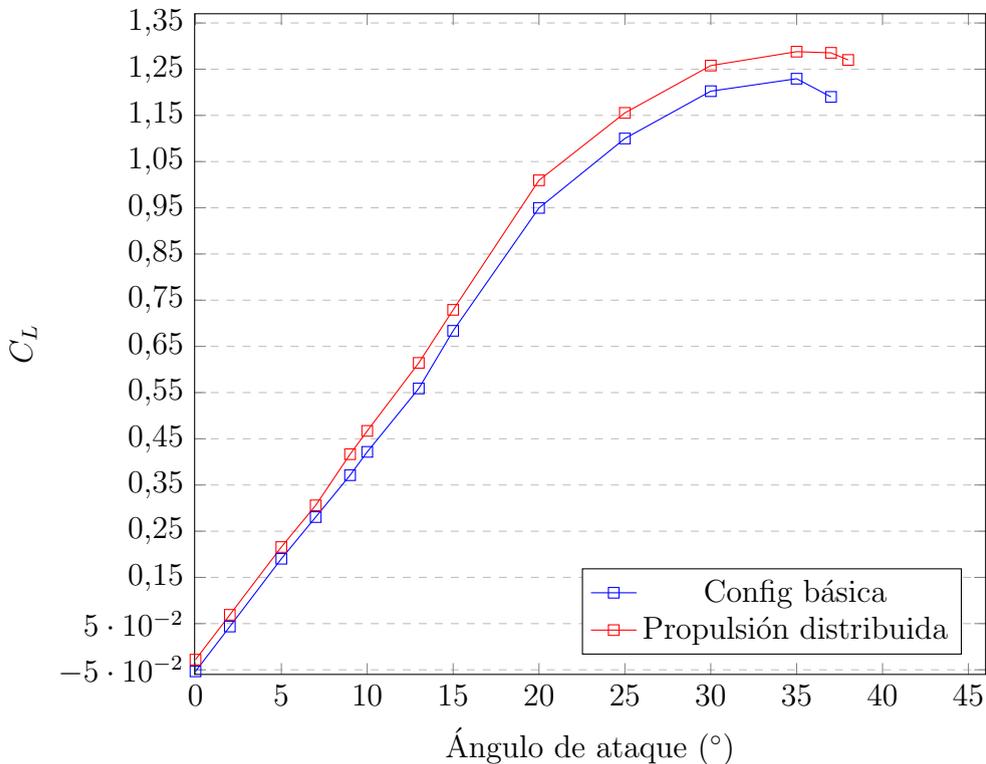


Figura 7.16: C_L vs Ángulo de ataque °

Si se comparan las gráficas C_L frente a ángulo de ataque de ambos modelos, se puede ver como la propulsión distribuida mejora las prestaciones a ángulos de ataque elevados, incrementando la sustentación generada y retrasando la entrada en pérdida. Aún así, es necesario volar a ángulos de ataque muy elevados (del orden de 25°) para que se note la mejora de la propulsión distribuida, que no resulta rentable, puesto que el vuelo de crucero se realiza a 11°.

Por todas estas razones, desde un punto de vista de ingeniería, la propulsión distribuida para este dron no supone una mejora muy significativa. La eficiencia aerodinámica aumenta pero no lo suficiente, siendo necesario realizar el vuelo de crucero a un ángulo de ataque 9° (dos grados menos que para el modelo original). El ángulo de ataque para el vuelo de crucero se reduciría un 18% respecto al dron original, pero sería necesario renunciar al despegue y aterrizaje vertical del Valaq 120, siendo necesarias siempre pistas de aterrizaje. Por todo ello, la opción de reubicar los motores en el borde de ataque del ala no es una

solución aconsejada para el Valaq 120. Si el dron no estuviera fabricado, y se encontrara en una fase de diseño, la reubicación de los motores sería una solución a tener en cuenta.

7.1. Utilización de generadores de torbellinos

Otra posible solución para mejorar las prestaciones del Valaq 120 es la utilización de generadores de torbellinos que permitan reducir la resistencia aerodinámica del modelo. Como ya se ha explicado en detalle en el Capítulo 5, los generadores de vórtices crean torbellinos que permiten que la corriente al ser turbulenta se mantenga adherida al ala, se reduzca la estela generada y disminuya así la resistencia aerodinámica.

Se opta por la utilización de VG en forma de delta, ya que crean vórtices de mayor intensidad. En cuanto a la altura de los generadores, se estima un espesor de la capa límite de 6,25 milímetros, luego se impone una altura igual a esta. Además se diseñan con un espesor de 3 mm y una longitud de 23 mm.

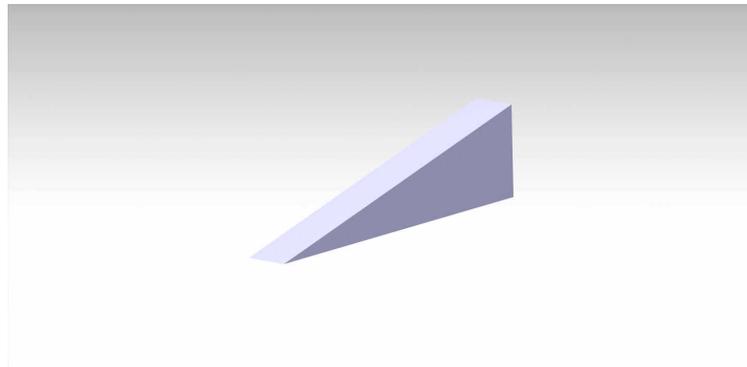


Figura 7.17: Geometría de los generadores de torbellinos utilizados

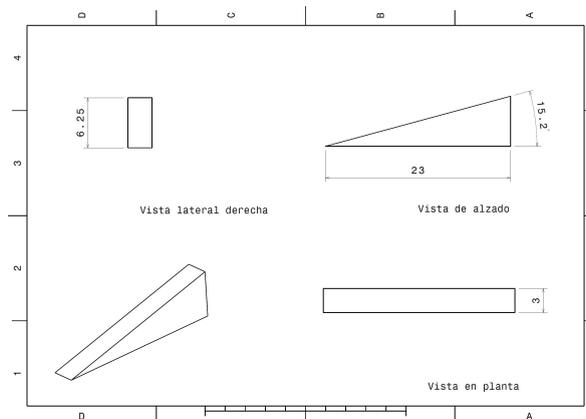


Figura 7.18: Plano con medidas en mm de los VG

En cuanto a la posición de estos en el ala, se opta por situarlos en el extradós, cerca del borde de ataque de la misma. También mencionar que se utilizará un *array* de VG agrupados por parejas al presentar una serie de ventajas que ya se explicaron en el Capítulo

5. Finalmente comentar que se varía la orientación de los VG dándoles un cierto ángulo respecto a la corriente incidente, permitiendo así que se generen los torbellinos. En cada pareja los VG se encuentran rotados 18° positivos y negativos respecto a la dirección de la corriente incidente.

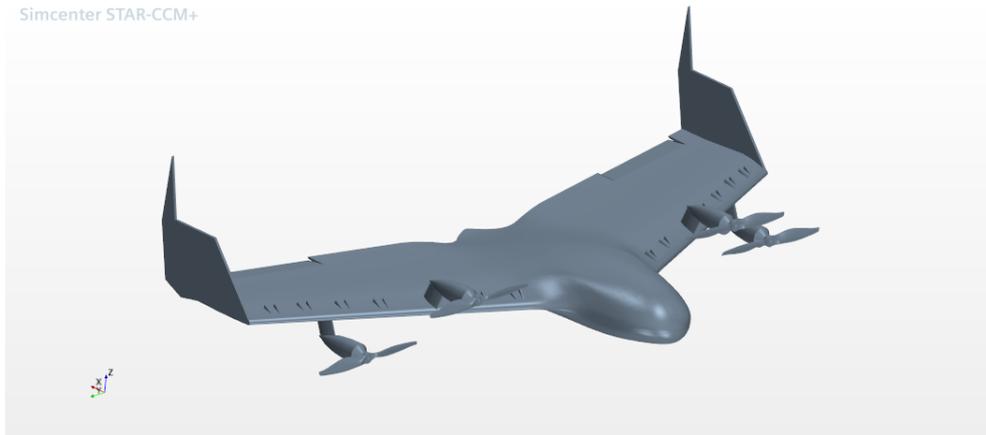


Figura 7.19: Generadores de torbellinos en el ala del Valaq 120

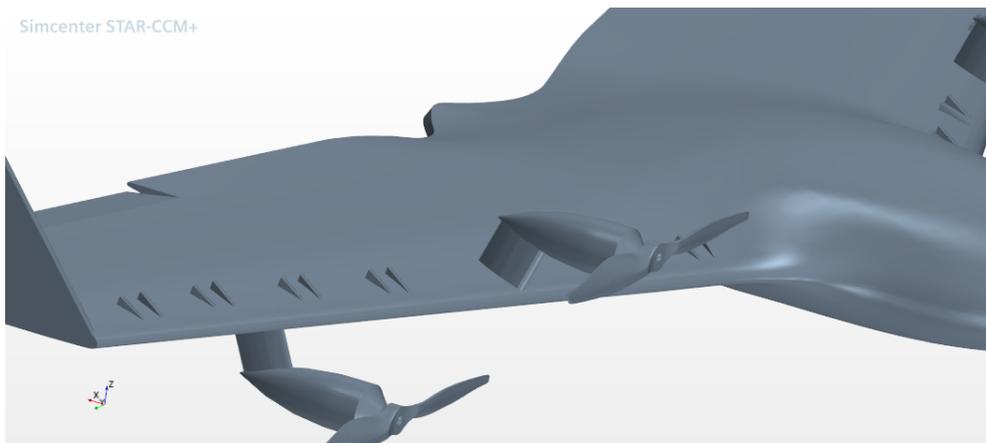


Figura 7.20: Detalle de los generadores de torbellinos en el ala del Valaq 120

Al igual que en los casos anteriores, el modelo se ensaya utilizando los mismos parámetros de mallado y *set-up*. Con ello se consiguen los siguientes resultados, que se comparan con el caso original de vuelo en crucero sin la implantación de los generadores de vórtices.

Modelo	C_L	C_D	L/D
Valaq 120 en vuelo de crucero	-0,0534	0,2384	-0,224
Valaq 120 en vuelo de crucero con VG	-0,0512	0,236	-0,217

Cuadro 7.4: Comparativa de los resultados aerodinámicos del estudio de VG

Como se aprecia en el cuadro 7.4, la utilización de los generadores de torbellinos supone una mejora en cuanto a eficiencia aerodinámica. Se consigue aumentar un 4,3% la sustentación y reducir un 1% la resistencia aerodinámica global. Mencionar que la reducción de

resistencia no es muy grande debido a que la corriente que reciben los generadores proviene de la estela de las hélices. Esta corriente se encuentra ya perturbada por lo que la reducción de la resistencia aerodinámica no es tan grande como si los VG recibieran el flujo laminar sin perturbar. Aún así la mejora de las prestaciones es evidente, y puede resultar conveniente la utilización de estos dispositivos para mejorar las prestaciones del dron.

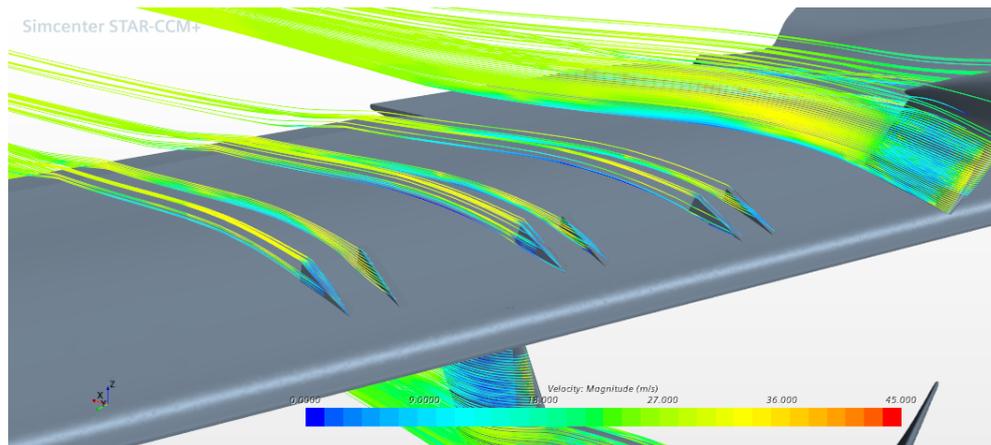


Figura 7.21: Línea de corriente de velocidad generadas por los VG

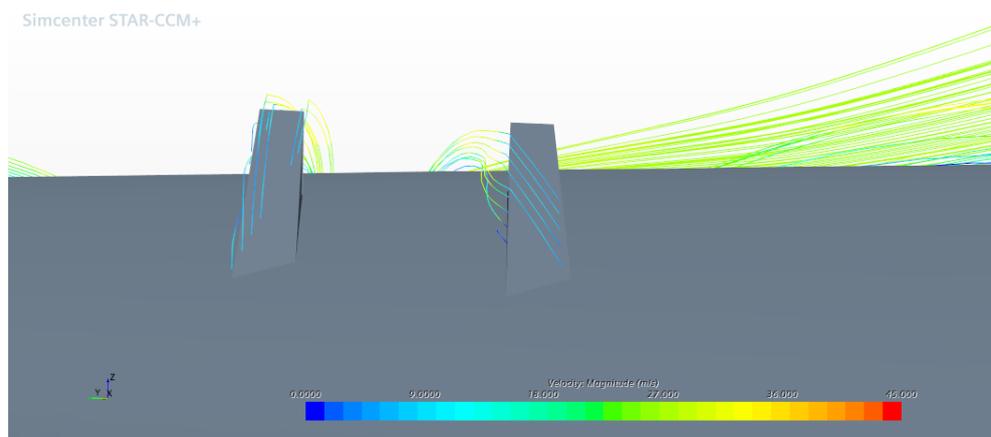


Figura 7.22: Torbellinos generados por los VG

En las figuras 7.21 y 7.22 se aprecian las líneas de corriente producidas por los generadores de torbellinos. Como se ve en la figura 7.22, perturban el flujo del extradós del ala, generando un torbellino, que como se ya se ha explicado anteriormente, ayuda a retrasar el desprendimiento de la capa límite.

7.2. Resultados finales y posibles soluciones

En este apartado se recogen todos los resultados comentados anteriormente y se buscan posibles soluciones para mejorar el vuelo de crucero del Valaq 120.

Los principales resultados obtenidos en vuelo de crucero son:

- El Vala \dot{q} 120 a 0° de ángulo de ataque no es capaz de generar sustentación. A dicho ángulo se obtienen los siguientes resultados (también mostrados en el Cuadro 7.1):
 - $C_L = -0,0534$
 - $C_D = 0,2384$
 - $L/D = -0,224$
 - $T = 33,52$ N
- A 0° de ángulo de ataque se produce una $L = -4,179$ N y $D = 18,66$ N.
- El punto de sustentación máxima se produce a 35° de ángulo de ataque.
- Para conseguir el vuelo recto y nivelado, haciendo que la sustentación iguale al peso (3,5 kg), es necesario volar a 11° de ángulo de ataque ($C_L = 0,447$, $L = 35$ N, $C_D = 0,31$, $D = 24,26$ N).
- A mayores ángulos de ataque el empuje aumenta (figura 7.11).
- Desplegar el elevon incrementa la sustentación, pero también la resistencia aerodinámica. En este caso de estudio se utiliza 10° .
- La propulsión distribuida permite reducir 2° el ángulo de ataque en crucero, reduciendo el *drag* y aumentando la sustentación.
- La propulsión distribuida incrementa su efecto a altos ángulos de ataque elevados (mayores de 20°).
- La propulsión distribuida mejora la eficiencia en vuelo de crucero, pero elimina la capacidad del Vala \dot{q} 120 para despegar y aterrizar verticalmente, ya que los motores se encuentran en distintos planos.
- La utilización de generadores de torbellinos resulta una ventaja puesto que mejora la eficiencia aerodinámica. Esta solución es menos ventajosa que la reubicación de los motores en el borde de ataque.

7.2.1. Modo de vuelo óptimo

Con todos los resultados mencionados anteriormente, se puede establecer cuál sería el modo de vuelo óptimo para el crucero.

- Ángulo de ataque de 11°
- Elevón desplegado 10°
- Presencia del *slot* entre ala y elevón
- Utilización de generadores de torbellinos
- Posibilidad de utilizar propulsión distribuida

Dejando a un lado la propulsión distribuida, pero sí utilizando los VG se conseguirían los siguientes resultados:

C_L	0,448
C_D	0,312
L	35,07 N
D	24,43 N
L/D	1,435
T	33,52 N
W	34,3 N

Cuadro 7.5: Propiedades aerodinámicas del vuelo óptimo del Valaq 120

Capítulo 8

Conclusiones

El objetivo de este trabajo es el estudio CFD de las prestaciones aerodinámicas del UAV Valaq 120 en vuelo de crucero. Mediante los estudios anteriormente mostrados en capítulos previos, se han obtenidos los resultados en esa etapa de vuelo así como también a elevados ángulos de ataque. Haciendo uso de estos resultados mostrados en el capítulo anterior se puede llegar a una serie de conclusiones que ayudarán a comprender y mejorar las características del dron:

- El Valaq 120 no genera sustentación a ángulo de ataque nulo. Es necesario aumentar dicho ángulo para generar la sustentación necesaria que permita un vuelo recto y nivelado. Esto se consigue a un ángulo de ataque de 11° .
- Volar a ángulos de ataque positivos mejora la sustentación y el empuje total, pero incrementa la resistencia aerodinámica del conjunto. Aún así en el Valaq 120 esto es de uso obligado puesto que sino no se generaría la sustentación necesaria.
- El elevon junto con el *slot* son dos elementos que ayudan a incrementar la sustentación generada. Es por ello que se valora la opción de desplegar dicho elevon 10° .
- La propulsión distribuida resulta beneficiosa para aeronaves propulsadas eléctricamente, consiguiendo aumentar la eficiencia aerodinámica. Aún así si se implanta este sistema en el Valaq 120 se perdería la propiedad de despegue y aterrizaje vertical.
- La utilización de generadores de torbellinos ubicados a lo largo de la envergadura del ala y agrupados en pares resulta ligeramente ventajoso para la eficiencia aerodinámica. Estos consiguen que no se despienda la corriente, disminuyendo el tamaño de la estela producida y reduciendo así la resistencia aerodinámica.

8.1. Estudios futuros

Este trabajo deja abiertas varias líneas de investigación dentro de la empresa *UAV Works*. Una vez ensayado el vuelo de crucero y planteadas las diferentes soluciones que mejorarían las prestaciones en este régimen de vuelo, puede tomarse esto como punto de referencia para otros estudios. Es importante mencionar que el dron ya está fabricado y operativo por lo que los cambios introducidos deben ser variaciones que no afecten exageradamente a la geometría. Algunos de los posibles estudios futuros podrían ser:

- Validar los resultados obtenidos en este trabajo con ensayos en túnel de viento y en vuelo. Este trabajo es un punto de estudio inicial y los resultados CFD deben ser validados con ensayos en túnel de viento y en vuelo que mediante telemetría certifiquen que los resultados CFD son reales.
- Estudiar diferentes formas y ubicación de los generadores de torbellinos. En este trabajo se ha estudiado una forma y ubicación concreta de estos en el ala, pero sería interesante ensayar diferentes VG con diferentes alturas, ángulos de desviación respecto a la corriente incidente, separación entre las parejas o tamaño de estos. Encontrando la configuración óptima se podría conseguir reducir aún más la resistencia aerodinámica del Valaq 120.
- Estudiar el vuelo de crucero a diferentes velocidades distintas de 30 m/s, así como a varios regímenes de giro de los motores.
- Estudiar la opción de eliminar la capacidad de despegue vertical para posicionar los motores en el borde de ataque y mejorar las prestaciones aerodinámicas.
- Estudiar como varían las prestaciones del dron en función del peso de la carga de pago que lleve en ese momento.
- Estudiar la aerodinámica en el despegue y aterrizaje vertical.

Como se puede ver existen diferentes frentes abiertos por los que abordar el estudio aerodinámico de este UAV. El presente trabajo tiene como objetivo iniciar una línea de investigación dentro de la empresa *UAV Works* y asociado con la Universitat Politècnica de Valencia donde se estudien conjuntamente las prestaciones de este dron. El estudio conjunto se podría ampliar a más modelos UAV, así como no solo a ensayos CFD sino también en túnel de viento o en vuelo que validen los resultados obtenidos. La ayuda conjunta entre estas dos instituciones les permitiría a ambos abordar nuevos problemas y utilizar recursos conjuntos para mejorar técnicamente las características de estos drones.

Capítulo 9

Presupuesto

Este apartado final tiene como objetivo mostrar un presupuesto real del proyecto realizado, teniendo en cuenta el *software* utilizado, los equipos informáticos, el consumo y los recursos humanos empleados. Para ello se usarán los precios del mercado actual.

9.1. Coste de recursos humanos

Como recursos humanos utilizados en el proyecto se engloban a todas las personas físicas que han participado en la realización del mismo, en este caso, el alumno autor del trabajo y la tutora del mismo.

Para el caso del alumno se establece un salario de ingeniero *junior* de CFD. Basándose en los salarios tipos de ingenieros con poca experiencia laboral en el sector se establece un salario de 33€/hora. Además, el trabajo ha tenido una duración de doce meses, por lo que la cantidad de horas empleadas es bastante elevada, en concreto 592 horas.

Por parte de la tutora se impone un salario de 50€/hora. Este salario hace referencia a un salario bruto típico de un doctor de la UPV donde se engloban actividades docentes y de investigación.

En el Cuadro 9.1 se recoge el total del coste de los recursos humanos empleados.

Personal	Horas de trabajo	Coste (€/hora)	Total (€)
Autor	592	33	19536
Tutora	33	50	1650
			TOTAL: 21186

Cuadro 9.1: Costes de los recursos humanos asociados

9.2. Coste de *software*

Para la realización de este proyecto se han utilizado diversos programas informáticos. Algunos de estos presentan licencias, de las cuales se hace cargo la universidad o el propio

alumno.

Centrándonos en el paquete *Office* utilizado para la realización del trabajo, este paquete engloba numerosos programas informáticos de los cuales se han utilizado *Microsoft Word, Power Point, Excel y Teams*. El coste del paquete *Office* es de 79€ por cada 4 años para cada alumno, del cual se hace cargo la UPV.

En cuanto al *software* CFD, se utiliza *Simcenter STAR CCM+*. La licencia de este *software* es una licencia *Power On Demand*, es decir, el coste monetario total es función de las horas utilizadas, siendo este 0,8€/hora y 450 las horas totales.

En cuanto al *software* CAD se utiliza la versión estudiante de *Catia V5*, la cual tiene un coste de 59€/año.

En el siguiente Cuadro 9.2 se recoge el cálculo total del coste de los recursos de *software* empleados en la realización del trabajo.

Software	Horas empleadas	Coste	Total (€)
Paquete <i>Office</i>	-	19,75€/año	19,75
<i>LaTex</i>	-	GRATUITO	-
<i>Simcenter STAR CCM+</i>	450	0,8€/hora	360
<i>Catia V5 Student Version</i>	-	59€/año	59
			TOTAL: 438,75

Cuadro 9.2: Costes del *software* empleado

9.3. Coste de equipos informáticos

Para la realización del proyecto se utiliza un ordenador portátil Acer Aspire 5 de precio 1500€ con un periodo de amortización de 7 años.

En el siguiente Cuadro 9.3 se recogen los costes totales asociados al equipo informático empleado.

Equipo informático	Coste (€/año)	Tiempo empleado (años)	Total (€)
Acer Aspire 5	214,28	1	214,28
			TOTAL: 214,28

Cuadro 9.3: Costes del equipo informático empleado

9.4. Coste del consumo

En cuanto a recursos energéticos consumidos durante la realización del proyecto se encuentran: consumo eléctrico, iluminación y calefacción. Además, se incorpora el coste de la contratación de Internet, estableciéndose un coste de 45€ al mes, según un promedio de las

diferentes tarifas ofertadas en el mercado. Relativo a los recursos energéticos, para cada uno de ellos se impone el coste del mercado actual.

En el siguiente Cuadro 9.4 se recogen los costes asociados a los recursos energéticos consumidos.

Recurso	Consumo (kWh)	Coste (€/kWh)	Tiempo (horas)	Total (€)
PC	0,18	0,241	592	25,68
Internet	-	0,0625	592	37
Iluminación	0,02	0,241	150	0,723
Calefacción	0,5	0,24	150	18
				TOTAL: 81,4

Cuadro 9.4: Costes asociados a los recursos energéticos e Internet

9.5. Presupuesto final

Una vez calculados todos los costes derivados de la realización del proyecto se puede obtener un presupuesto final como suma de todos los costes derivados. En el Cuadro 9.5 se recogen todos los costes, así como el presupuesto final.

Como comentario relevante se destaca que el coste más elevado es el de los recursos humanos. Al ser un proyecto que ha durado un periodo largo en el tiempo, en concreto un año, la retribución económica que habría que ofrecer al ingeniero es bastante elevada. El resto de costes son bastante similares entre ellos, pero se encuentran muy por debajo del coste en recursos humanos, que es el coste predominante en el proyecto.

Recursos utilizados	Coste total (€)
Recursos humanos	21186
<i>Software</i>	438,75
Equipos informáticos	214,28
Consumo energético e Internet	81,4
	TOTAL: 21920,438

Cuadro 9.5: Presupuesto final

Bibliografía

- [1] SIMCENTER STAR-CCM+ SOFTWARE, «*Simcenter STAR-CCM+*»
- [2] CATIA SOFTWARE, «*CATIA V5 Student Edition*»
- [3] JOSÉ MESEGUER RUIZ y ÁNGEL SANZ ANDRÉS, «*Aerodinámica básica*», segunda edición, Editorial Garceta, 2010.
- [4] CRISTIAN FLORES RODRÍGUEZ, «*Estudio CFD del empuje generado por las hélices de un dron cuatrimotor en condiciones de medida en túnel de viento y en flujo libre*», UPV, 2021.
- [5] XANDRA MARCELLE MARGOT, «*Apuntes de Ampliación de Aerodinámica*», 1 de Máster en Ingeniería Aeronáutica, Septiembre 2021.
- [6] J. MESEGUER RUIZ, Á. SANZ ANDRÉS, SAN. PINDADO CARRIÓN, SE. FRANCHINI, G. ALONSO RODRIGO, «*Efectos del viento en edificaciones y estructuras*», segunda edición, Editorial Garceta, 2013.
- [7] M.Á. GÓMEZ TIERNO, M. PÉREZ CORTÉS, C. PUENTES MÁRQUEZ, «*Mecánica del vuelo*», segunda edición, Editorial Garceta, 2012.
- [8] A. LIÑÁN, M. RODRÍGUEZ, F. J. HIGUERA, «*Apuntes de Mecánica de Fluidos*», Sección de publicaciones ETSIAE, Septiembre 2016.
- [9] CFD ONLINE, «*CFD Blog*», <https://www.cfd-online.com/>
- [10] ANSYS STUDENT COMMUNITY, «*CFD Blog*», <https://studentcommunity.ansys.com/>
- [11] UAV WORKS, «*VALAQ. Eficiencia Y Facilidad Operacional*», <https://www.uavworks.es/valaq/> visitada el 10/10/2021.
- [12] UAV WORKS, «*Technical Specifications of Valaq 120*», http://www.uavworks.es/wp-content/uploads/2018/04/UAVWORKS_valaq-120_v2_red.pdf visitada el 1/09/2021.
- [13] INFODRON, «*El mercado de drones superará los 35.000 millones de euros en 2026*», <https://www.infodron.es/texto-diario/mostrar/3528943/mercado-drones-superara-35000-millones-euros-2026> visitada el 2/04/2022.

- [14] STATISTA, «*Drone market revenue worldwide from 2019 to 2026*», <https://www.statista.com/statistics/1200348/drone-market-revenue-worldwide/> visitada el 2/04/2022.
- [15] KEVIN MOORE, ANDREW NING, «*Distributed Electric Propulsion Effects on Traditional Aircraft Through Multidisciplinary Optimization*», Brigham Young University.
- [16] ALEX M. STOLL, JOEBEN BEVIRTY, MARK D. MOOREZ, WILLIAM J. FREDERICKSX, NICHOLAS K. BORER, «*Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion*», American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [17] HYUN DAE KIM, «*DISTRIBUTED PROPULSION VEHICLES*», NASA Glenn Research Center.
- [18] HYUN DAE KIM, AARON T. PERRY, AND PHILLIP J. ANSELL, «*Progress in Distributed Electric Propulsion Vehicles and Technologies*», NASA Armstrong Flight Research Center and University of Illinois at Urbana-Champaign.
- [19] OLA LÖGDBERG, «*Vortex generators and turbulent boundary layer separation control*», Royal Institute of Technology KTH Mechanics, Sweden, October 2006.
- [20] GOPAL P. AND SENTHILKUMAR T., «*AERODYNAMIC DRAG REDUCTION IN A PASSENGER VEHICLE USING VORTEX GENERATOR WITH VARYING YAW ANGLES*», Anna University of Technology, India, 2012.
- [21] UPENDRA S. ROHATGI, «*Methods of Reducing Vehicle Aerodynamic Drag*», ASME 2012 Summer Heat Transfer Conference, Puerto Rico, 2012.
- [22] MASARU KOIKE, TSUNEHISA NAGAYOSHI, NAOKI HAMAMOTO, «*Research on Aerodynamic Drag Reduction by Vortex Generators*», Mitsubishi motors, 2004.
- [23] ESTEFANIA MANCIOC, «*Física de un quadróptero*», http://documentacio.vedrunacatalunya.cat/recerques//treballs/2017/tarrega/TR_estefania_mancioc.pdf visitada el 25/04/2022.

