

# Trabajo Fin de Máster Máster en Ingeniería Aeronáutica

## Análisis aerodinámico computacional en CFD y modelado completo en CATIA V5 R19 del avión caza Heinkel He 162 Volksja- ger

Autor: Manuel Jesús Ramos Pugnaire

Tutora: Laura García Ruesgas

Dpto. Ingeniería Gráfica  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2023





Trabajo Fin de Máster  
Máster en Ingeniería Aeronáutica

# **Análisis aerodinámico computacional en CFD y modelado completo en CATIA V5 R19 del avión caza Heinkel He 162 Volksjager**

Autor:

Manuel Jesús Ramos Pugnaire

Tutora:

Laura García Ruesgas

Profesora Contratada Doctora

Dpto. Ingeniería Gráfica  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2023



Trabajo Fin de Máster: Análisis aerodinámico computacional en CFD y modelado completo en CATIA V5 R19 del avión caza Heinkel He 162 Volksjager

Autor: Manuel Jesús Ramos Pugnairé  
Tutora: Laura García Ruesgas

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:



# Agradecimientos

---

A mi familia, gracias por el apoyo, los consejos y las oportunidades de estos años. A Laura, mi tutora, gracias una vez más por la dedicación y los consejos durante el desarrollo de este trabajo.

*Manuel Jesús Ramos Pugnairé*

*Sevilla, 2023*





# Resumen

---

Este trabajo es una continuación del Trabajo Fin de Grado, *Recuperación del Patrimonio Histórico. Modelado en CATIA V5 R19 del avión caza Heinkel He 162 Volksjäger*.

En este caso, el alcance del trabajo va más allá del modelado del mismo. El objetivo es, tras haber completado los estudios ingenieriles superiores, aportar el matiz diferenciador entre la titulación de grado y el máster, aplicando los conocimientos adquiridos a partir de las futuras líneas de mejora que se establecieron en su momento cuando se completó el TFG previamente mencionado.

El proyecto consta de dos grandes bloques de trabajo claramente diferenciados. En primer lugar, se completará el modelado del Heinkel He 162 Volksjäger con la creación de partes como el *Cockpit* o las escotillas, y se harán simulaciones de mecanismos completos.

Por otro lado, se hará un estudio aerodinámico de la aeronave en *Flow Simulation*, un paquete de Soliworks, para obtener características de actuación de la aeronave como el techo de vuelo a la velocidad máxima operativa, características aerodinámicas en el techo de vuelo y la polar parabólica del avión.



# Abstract

---

This project is a continuation of the Bachelor's Thesis, *Recuperación del Patrimonio Histórico. Modelado en CATIA V5 R19 del avión caza Heinkel He 162 Volksjäger*.

In this case, the scope of the project does not only include the modelling of the fighter. The main purpose is, after having completed the highest engineering studies, to demonstrate the difference that studying the master, makes over just completing the degree, to apply the acquired knowledge starting from the improvement lines stablished at the end of the mentioned Bachelor's thesis.

The project consists of two clearly differenced parts. On the one hand, the modelling of the Heinkel He 162 Volksjäger will be completed by creating new parts such as the Cockpit or the landing gear hatches. In addition, simulations of full mechanisms will be done too.

On the other hand, an aerodynamic study will be done using Flow Simulation, a working package from Solidworks. Its main objective is to obtain performance characteristics such as the service ceiling at maximum operating speed, aerodynamic specifications at the mentioned service ceiling and the aircraft drag polar.



# Índice

---

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
<b>1 Introducción</b>	<b>1</b>
1.1 Recapitulación TFG previo	1
1.1.1 Justificación y motivación de la realización del Trabajo Fin de Máster	2
1.2 Objetivos	2
1.3 <i>Computational Fluid Dynamics</i> , CFD	2
1.3.1 Ecuaciones de Navier-Stokes	2
1.3.2 Fundamentos de la Mecánica de Fluidos Computacional	3
1.4 Software de simulación, Solidworks <i>Flow Simulation</i>	5
Condiciones para el componente de nivel bajo: importar condición en el modelo	5
Cambio instantáneo entre momentos transitorios	5
Optimización de múltiples parámetros	5
<b>2 Modelado en CATIA V5 R19</b>	<b>7</b>
2.1 Cockpit	7
2.1.1 Asiento del Piloto	8
2.1.2 Palanca de Mandos y Panel de Indicación	10
2.1.3 Vistas del <i>Cockpit</i>	13
2.2 Escotillas	16
2.2.1 Escotilla delantera	16
2.2.2 Escotillas traseras	17
2.3 Simulación final en módulo <i>Kinematics</i>	17
2.3.1 Modificaciones modelado	18
2.3.2 Simulaciones	19
<b>3 Simulación en Solidworks</b>	<b>31</b>
3.1 Descripción de los ensayos	31
3.2 Modelos 3D empleados en los ensayos	31
3.2.1 Modelo en configuración "sucia"	33
3.2.2 Modelo en configuración "limpia"	33
3.3 Análisis físico del problema que se va a simular	33
3.3.1 Caracterización de la envolvente de maniobra típica del Heinkel	34
Rodaje	35
Despegue	36
Subida	36
Crucero	37
3.3.2 Caracterización del problema: Velocidad de despegue de la aeronave	37
3.3.3 Caracterización del problema: Techo de vuelo de la aeronave	37
3.3.4 Descripción del procedimiento de ejecución. Mallado, simulación y resultados	38

3.4	Problema 1: Velocidad de despegue de la aeronave	43
3.4.1	Resultados obtenidos	45
3.5	Problema 2: Techo de vuelo de la aeronave	47
3.5.1	Resultados obtenidos	49
3.6	Problema 3: Análisis aerodinámico del flujo alrededor de la aeronave	50
3.6.1	Mecánica de fluidos aplicada. Generación de la sustentación	50
	Flujo alrededor de la aeronave	51
	Resistencia aerodinámica. Eficiencia aerodinámica	53
3.6.2	Configuración de Flow Simulation	53
3.6.3	Resultados obtenidos	54
	Distribución de presiones	54
	Distribución de presiones a lo largo del perfil	55
	Distribución de sustentación elíptica	56
	Condición de impenetrabilidad y no deslizamiento	57
	Estela fluida	58
	Torbellinos de punta de ala	59
	Adherencia del flujo. Resistencia aerodinámica	59
3.7	Problema 4: Curva de sustentación y polar parabólica	62
	Curva de sustentación	62
	Polar parabólica	63
3.7.1	Configuración de Flow Simulation	63
3.7.2	Resultados obtenidos	65
<b>4</b>	<b>Conclusiones y futuras mejoras</b>	<b>71</b>
4.1	Conclusiones	71
4.2	Futuras mejoras	72
	<i>Índice de Figuras</i>	73
	<i>Índice de Tablas</i>	75
	<i>Bibliografía</i>	77

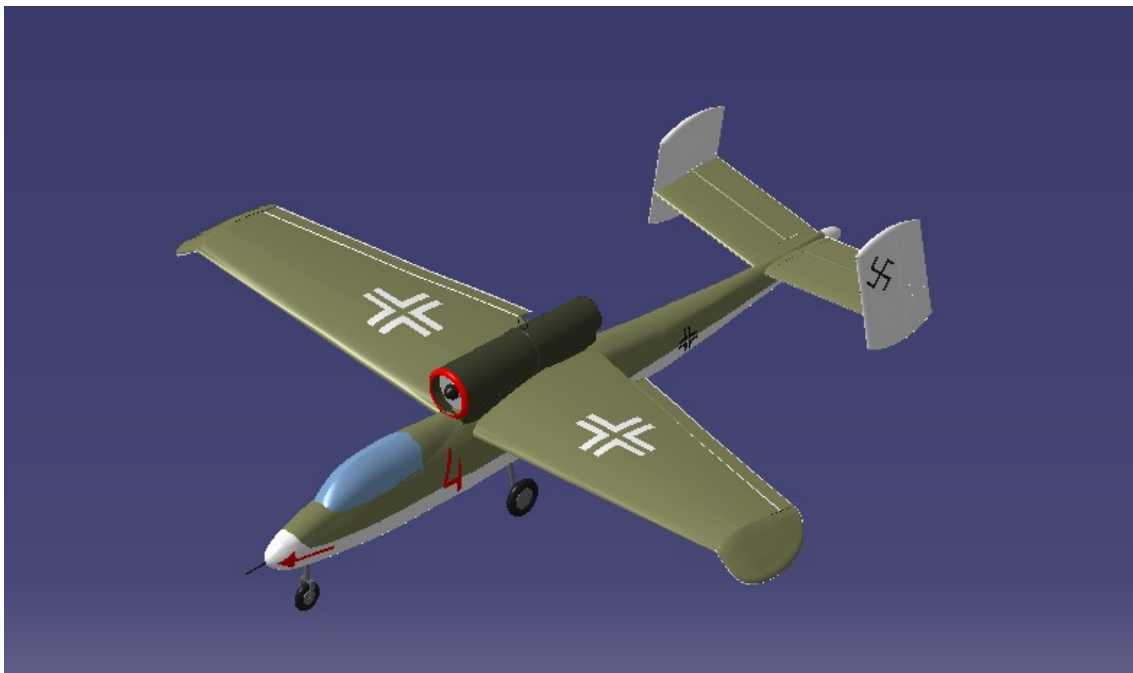
# 1 Introducción

---

## 1.1 Recapitulación TFG previo

En esta primera sección se va a realizar una recopilación del Trabajo Fin de Grado denominado *Recuperación del Patrimonio Histórico. Modelado en CATIA V5 R19 del avión caza Heinkel He 162 Volksjäger*.

El objetivo de este Trabajo Fin de Grado fue hacer una recopilación de información del avión caza de la Segunda Guerra Mundial Heinkel He 162 Volksjäger. Durante la realización del mismo se llevó a cabo el modelado de la aeronave en CATIA V5 R19 culminando el proyecto con simulaciones en el módulo *Kinematics* de CATIA por el que se pudo dar movimiento a las partes móviles de la aeronave.



**Figura 1.1** Heinkel He 62 Volksjäger: modelado final TFG.

En el apartado de futuras mejoras de este proyecto se propusieron las siguientes líneas de mejora:

- Modelado de los sistemas internos de la aeronave.
- Retracción de los trenes de morro y principal de manera más exacta.
- Modelado del motor completo.
- Incluir más detalles del fuselaje como escotillas, apertura del *cockpit*, ...
- Análisis numéricos de la aeronave.

### 1.1.1 Justificación y motivación de la realización del Trabajo Fin de Máster

Debido a que en el TFG previo no se completó el modelado de la aeronave, se ha decidido continuar en este TFM siguiendo las líneas de mejora que se establecieron en dicho trabajo, en concreto, se ha decidido comenzar con el modelado de las siguientes partes de la aeronave:

- *Cockpit* o cabina del piloto
- Escotillas

Otra de las razones principales y, de hecho, la razón con mayor peso, fue la posibilidad de reflejar en este proyecto el haber completado los estudios ingenieriles y, por ende, los conocimientos adquiridos en estos dos años de duración del máster.

De estos conocimientos se ha decidido incluir un análisis aerodinámico computacional en CFD ("*Computational Fluid Dynamics*") de la aeronave, para poder obtener características de la misma y a su vez, conocer las propiedades del flujo de aire alrededor de esta.

En definitiva, el enfoque que se le ha dado a este proyecto es más ingenieril y profesional, poniendo de manifiesto, el salto de calidad que proporciona a un estudiante de grado el estudiar un máster habilitante.

## 1.2 Objetivos

Continuando con la sección anterior, se procede a mostrar el alcance de este proyecto. Para ello se emplearán de base las líneas de mejora establecidas en el Trabajo Fin de Grado descrito anteriormente.

Quedan descartadas por falta de información y de tiempo, el modelado del motor completo (que ya de por sí podría suponer un Trabajo Fin de Máster equivalente a este) y el modelado de los sistemas internos de la aeronave. Es por eso que este proyecto se va a centrar en el resto de líneas de mejora.

Por un lado, se va a realizar una combinación del modelado del *Cockpit* y de las partes móviles del fuselaje (escotillas, ...). Una vez se tengan modeladas estas partes, se va a proceder a la simulación en el módulo *Kinematics* de todos estos elementos. De esta forma, la parte correspondiente al modelado en CATIA V5 R19 quedaría terminada.

Por otro lado, se procede a introducir a la aeronave en un programa de CFD para poder realizar análisis aerodinámicos y obtener valores de características de *performance* del caza y poder compararlos con los valores que están publicados.

## 1.3 Computational Fluid Dynamics, CFD

La Mecánica de Fluidos Computacional o, en inglés, *Computational Fluid Dynamics*, es la rama de la Mecánica de Fluidos que se encarga de estudiar los problemas de forma numérica aplicando las ecuaciones de la Mecánica de Fluidos (Navier-Stokes) a través de softwares de simulación basados en cálculo por volúmenes finitos.

### 1.3.1 Ecuaciones de Navier-Stokes

Las ecuaciones de Navier-Stokes son las encargadas de describir el flujo fluido alrededor de un cuerpo. Estas son el resultados de aplicar los principios de conservación de la masa, cantidad de movimiento y energía a un volumen fluido.

Estas ecuaciones se pueden mostrar de manera integral:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \vec{v} dV + \oint_A (\rho \vec{v})(\vec{v} \cdot \vec{n}_A) dA + \oint_A (\vec{\tau} \cdot \vec{n}) = \oint_A (-p \vec{n}) dA$$

Se puede observar como son tres ecuaciones integrales expresadas de manera vectorial.



Y de manera diferencial:

$$\rho \left( \frac{\partial v_x}{\partial t} + \frac{\partial v_x}{\partial x} v_x + \frac{\partial v_x}{\partial y} v_y + \frac{\partial v_x}{\partial z} v_z \right) = \mu \left( \frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x$$

$$\rho \left( \frac{\partial v_y}{\partial t} + \frac{\partial v_y}{\partial x} v_x + \frac{\partial v_y}{\partial y} v_y + \frac{\partial v_y}{\partial z} v_z \right) = \mu \left( \frac{\partial^2 v_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y$$

$$\rho \left( \frac{\partial v_z}{\partial t} + \frac{\partial v_z}{\partial x} v_x + \frac{\partial v_z}{\partial y} v_y + \frac{\partial v_z}{\partial z} v_z \right) = \mu \left( \frac{\partial^2 v_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2} \right) - \frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z$$

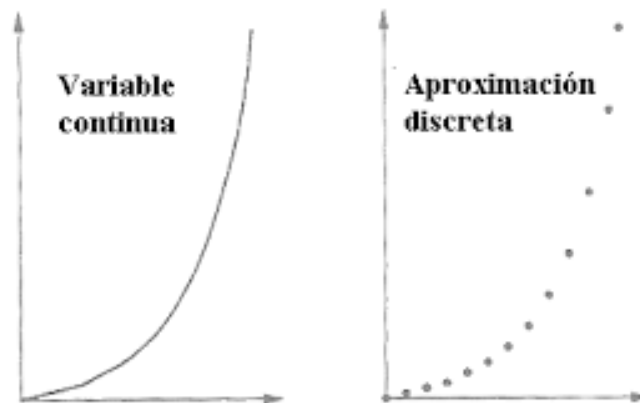
Se puede observar, en el caso de la forma diferencial, que se trata de un sistema de ecuaciones diferenciales no lineales en derivadas parciales. A día de hoy, no tienen solución analítica, de hecho, su resolución completa se considera uno de los problemas del milenio. Sin embargo, para casos en concreto (como flujo incompresible alrededor de cuerpos sencillos y con condiciones de contorno triviales) sí que se conoce esta solución analítica.

Los programas de CFD abordan la resolución de problemas de la mecánica de fluidos complejos empleando dichas ecuaciones y realizando una discretización.

### 1.3.2 Fundamentos de la Mecánica de Fluidos Computacional

Como ya se ha comentado, la Mecánica de Fluidos Computacional se encarga de resolver problemas de la Mecánica de Fluidos empleando métodos numéricos.

Para la resolución de estos problemas, los programas de CFD realizan una discretización del fluido y por tanto, de las variables que describen su comportamiento. Cada una de las partes en las que se divide el dominio fluido, tiene un nodo asociado. De esta forma, la unión entre todos los nodos dan lugar a un mallado.



**Figura 1.2** Comparación de dominio continuo y su aproximación discreta (extraída de [1]).

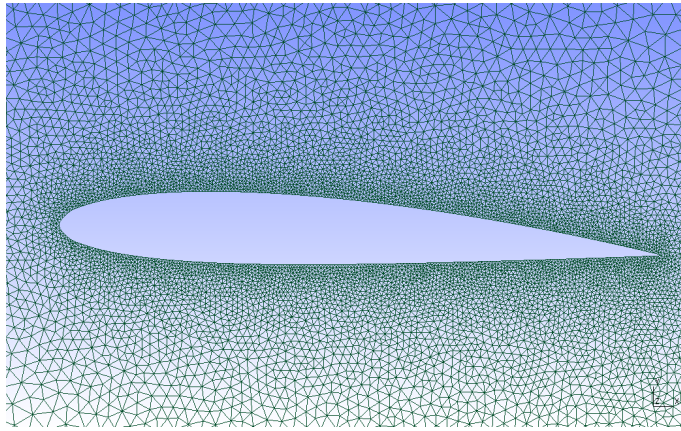
A su vez, las ecuaciones también son discretizadas, por lo que se pasa de tener un sistema de ecuaciones diferenciales continuas a un sistema de ecuaciones algebraicas discretas, lo que simplifica su resolución. Al resolver este sistema de ecuaciones, se obtienen los valores de las magnitudes fluidas características en los nodos en los que se divide el dominio.

En cuanto a la discretización del fluido se tienen dos tipos de mallados:

- **Mallados no estructurados:** Son mallados que no presentan un orden claro a la hora de su visualización. De hecho, a la hora de refinar el mallado en las zonas de interés como pueden ser las inmediaciones del cuerpo de estudio, se pueden tener estructuras poco precisas debido a no poder escoger la forma de

organización de los elementos.

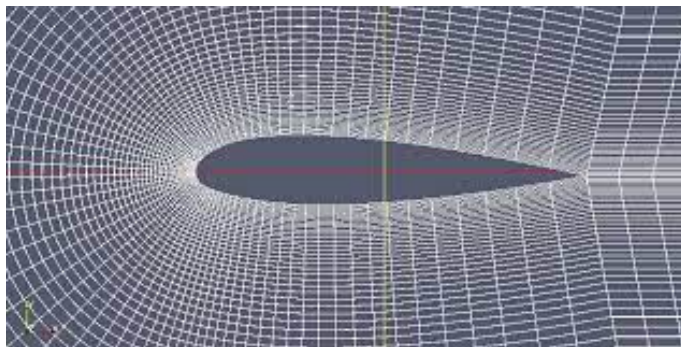
La mayor ventaja de este tipo de mallado es que emplea elementos hexaédricos los cuales son muy buenos para adaptarse a la geometría del cuerpo de estudio.



**Figura 1.3** Ejemplo de mallado no estructurado.

- **Mallados estructurados:** Por otro lado, los mallados estructurados sí que tienen una estructura pre-determinada la cual tiene que ser cuidadosamente escogida por el usuario a la hora de discretizar el dominio.

Este tipo de mallado tiene la ventaja de que se puede refinar en las zonas en las que se quiera una mayor precisión, sin embargo, tienen la desventaja de que no se terminan de adaptar del todo bien a geometrías simples. Además, incluyen un trabajo extra para el usuario de escoger cuidadosamente las zonas de mayor importancia, por el contrario, permiten ahorrar mucho coste computacional y tiempo durante la simulación.



**Figura 1.4** Ejemplo de mallado estructurado.

En cuanto a la resolución de las ecuaciones de Navier-Stokes, el método más empleado es el de volúmenes finitos.

El procedimiento que sigue este método es el siguiente (extraído de [2]):

- Descomponer el dominio en volúmenes de control.
- Formular las ecuaciones integrales de conservación para cada volumen de control.
- Aproximar numéricamente las integrales.
- Aproximar los valores de las variables en las caras y las derivadas con la información de las variables nodales.

- Ensamblar y resolver el sistema algebraico obtenido.

Otra de las partes de este método es la imposición de las condiciones de contorno y las condiciones iniciales del sistema:

- **Cond. iniciales:** se trata de las magnitudes características del flujo en el instante inicial ( $t=0$ ). Estas condiciones tienen una gran influencia en el tiempo de resolución del problema, de esta forma, cuanto más se aproximan a la solución final, menor será el tiempo de convergencia y viceversa.
- **Cond. contorno:** se trata de las magnitudes que se imponen en la superficie frontera del dominio fluido. Dentro de estas condiciones se pueden destacar dos en concreto: condición de flujo libre y condición de no deslizamiento sobre la pared.

Por último y a modo de introducción del siguiente apartado, el software que se va a emplear para el análisis aerodinámico del caza Heinkel He 162 Volksjäger es ANSYS *Fluent*, el cual se describe a continuación en la Sección 1.4.

## 1.4 Software de simulación, Solidworks Flow Simulation

Este bloque de trabajo de Solidworks puede simular con eficacia el flujo de fluidos, así como la transferencia de calor y las fuerzas de esos fluidos fundamentales para el éxito del diseño.

Fue impulsado con fines ingenieriles con el objetivo de eliminar la complejidad de la mecánica de fluidos computacional. Así, los ingenieros pueden aprovechar los datos obtenidos en CFD y tomar unas decisiones técnicas más enfocadas a la ingeniería concurrente.

En las últimas versiones actualizadas, ha ofrecido nuevas mejoras que los propios usuarios han solicitado para agilizar aún más la determinación del impacto de un flujo de líquido o gas durante la fase de diseño.

Algunas de las funcionalidades de *Flow Simulation* se recogen a continuación:

### Condiciones para el componente de nivel bajo: importar condición en el modelo

Flow Simulation tiene la capacidad de importar desde las condiciones del modelo definidas para otros proyectos (como propiedades de material, potencia térmica, etc.), lo que ayudará a simplificar de manera drástica lo que es la definición del proyecto. Básicamente lo que hace es crear una biblioteca de modelos con condiciones predefinidas.

### Cambio instantáneo entre momentos transitorios

Si lo deseado es explorar los resultados transitorios sin esperar los tiempos de carga, Flow Simulation contiene un modo de posprocesamiento transitorio que permite actualizar los resultados instantáneamente.

### Optimización de múltiples parámetros

Al estudio paramétrico se ha añadido la optimización de múltiples parámetros. Ahora se puede realizar un estudio de optimización para más de una variable de entrada. Por ejemplo, puede seleccionar como variables parámetros de simulación o geometría. Y además, para cada una de esas variables, se puede definir el rango de variación y el objetivo de optimización de destino, como maximizar, minimizar o hacer coincidir un valor.



## 2 Modelado en CATIA V5 R19

---

En primer lugar y en línea con lo establecido en la Sección 1.2 se va a comenzar con el modelado en CATIA V5 R19 de las siguientes partes del Heinkel He 162:

- *Cockpit*
- *Escotillas*

### 2.1 Cockpit

El *Cockpit* es una zona dentro del fuselaje del avión la cual alberga los elementos necesarios para el pilotaje y control de la aeronave por parte del piloto durante las diferentes fases de vuelo.



**Figura 2.1** *Cockpit* del Heinkel He 162 Volksjagger.

En el caso del Heinkel He 162, se pueden diferenciar dos partes principales dentro del *Cockpit*:

- Asiento del piloto
- Palanca de mandos y panel de indicación

Antes de comenzar con el modelado de cada una de estas partes, cabe destacar que la división del *Cockpit* que se ha hecho, servirá para facilitar el trabajo en la simulación que más adelante se hará en el módulo *Kinematics*.

### 2.1.1 Asiento del Piloto

En primer lugar, se procede a hacer el modelado del asiento del piloto. Para ello, es necesario ubicarlo longitudinalmente en el fuselaje de la aeronave. En este caso, el asiento se encuentra justo a continuación de la cuaderna F3A (recorriendo longitudinalmente el fuselaje desde la cola hasta el morro).

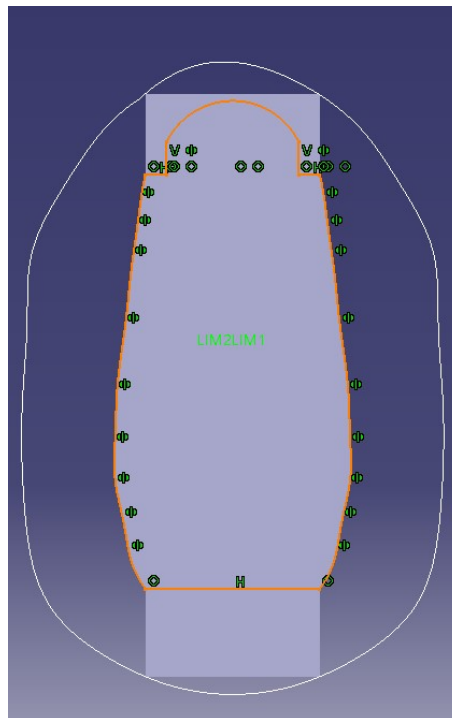
Una vez ubicado, se procede al modelado del asiento propiamente dicho. Para ello es necesario crear un nuevo archivo de CATIA con extensión *.CATPart* llamado *Asiento Cockpit*. Una vez creado el archivo, la primera modificación que se hace en el mismo es la inserción de una superficie perpendicular al fuselaje que sirve como cierre del *Cockpit*.

Como se ha podido observar en la Figura 2.1, el asiento del piloto se puede dividir a su vez en distintas partes:

- Anclaje asiento
- Asiento
- Reposabrazos/agarraderas
- Reposacabezas
- Cojín de espalda y asiento
- Elementos oblicuos

Siguiendo con el orden que se acaba de establecer, se modela primeramente el **Anclaje del asiento** a la cuaderna. Para ello, se crea un *Sketch* rectangular en la superficie de la cuaderna más cercana al morro del Heinkel al que se le da espesor a través del comando *Pad*.

Hecho esto, se procede a modelar el **Asiento** propiamente dicho. Para ello, se crea otro *Sketch* que tenga la forma del respaldo del asiento, al cual se le da espesor de igual manera que con el anclaje, a través del comando *Pad*. La geometría resultante se muestra en la Figura 2.2.

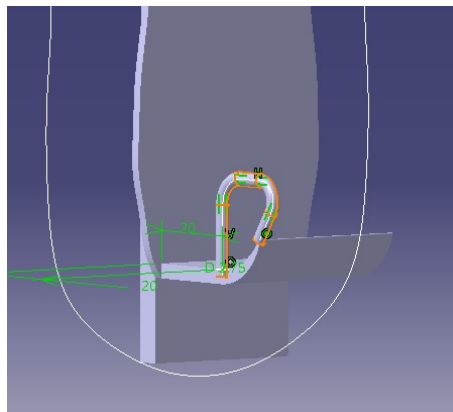


**Figura 2.2** Anclaje y respaldo del *Cockpit*.

Para generar la forma de la parte baja del asiento, se crea un *Sketch* en un plano perpendicular al asiento el cual hay que crear previamente al *Sketch* (teniéndose así la forma en perfil del mismo). A continuación, se aplica el comando *Pad* a dicha geometría a lo largo de toda la parte baja de la espaldera, teniéndose así el asiento modelado.

Tras esto, se procede a modelar el **Reposabrazos/Agarraderas** del asiento. Para ello, es necesario crear dos *Sketches*: uno en el que se cree la curva con la forma de la agarradera (que se empleará como curva guía para el sólido que se generará a posteriori) y otro en el que se cree el perfil de desarrollo de la agarradera, que en este caso se trata de un círculo centrado en la curva guía.

Para generar el sólido, se emplea el comando *Rib* para el que tal y como se acaba de describir, se emplea como guía el *Sketch* con la forma del reposabrazos y como perfil el *Sketch* circular. El sólido resultante se muestra en la Figura 2.3.



**Figura 2.3** Asiento y agarraderas del *Cockpit*.

Con el procedimiento que se acaba de describir, se tiene únicamente una de las agarraderas. Para tener ambas, simplemente se realiza simetría (empleando el comando *Symmetry*) del *Rib* anterior tomando el plano longitudinal de la aeronave como plano de simetría.

El siguiente elemento que se va a modelar, es el **Reposacabezas**. Para ello, y debido a su forma, será necesario emplear un procedimiento diferente al seguido anteriormente. En este caso, se va a aplicar el comando *Multisection*. Para poder aplicarlo se necesitan varias secciones del sólido a lo largo del ancho de la espaldera. Para generar dichas secciones, se crean varios planos perpendiculares al respaldo del asiento (uno al comienzo y al final, y otro intermedio) en los que se crea la geometría de las secciones del sólido a desarrollar a través de *Sketches*. Una vez creados, se aplica el comando *Multisection* tomando como secciones las geometrías recién creadas.

A continuación, se van a modelar los **Cojines de espalda y del asiento**. En este caso, el procedimiento que se va a seguir sí que se corresponde con el seguido hasta el momento y es análogo para ambos cojines. En primer lugar, se crea un plano perpendicular al asiento en el que se introduce la forma del perfil de los cojines a través de un *Sketch* (teniéndose así el espesor de los mismos) y se les da longitud a lo largo del asiento a través del comando *Pad*.

Una vez creados ambos cojines y el reposacabezas, se procede a redondear los bordes de estos para darle más realismo al conjunto del asiento. Para ello se aplica el comando *Edge Fillet* a todos los bordes que se quieren redondear.

Finalmente, se modelan los **Elementos oblicuos** que hay a continuación de las agarraderas. El procedimiento para modelar estos elementos es idéntico al de los reposabrazos. En primer lugar, será necesario crear un *Sketch* que contenga a la curva que va a hacer de guía y otro *Sketch* que contenga el perfil de desarrollo que sirva como perfil. La única diferencia entre este procedimiento y el anterior, es el ángulo de oblicuidad del plano en el que se contienen ambos *Sketches*. En el caso de las agarraderas, los planos eran el del asiento y uno

perpendicular a este, mientras que ahora, el plano que contiene a la curva guía forma un ángulo de  $40^\circ$  respecto al plano horizontal (el del asiento) y el plano que contiene al perfil de desarrollo será perpendicular a este.

La geometría resultante de los procesos descritos arriba se muestra en la Figura 2.4:

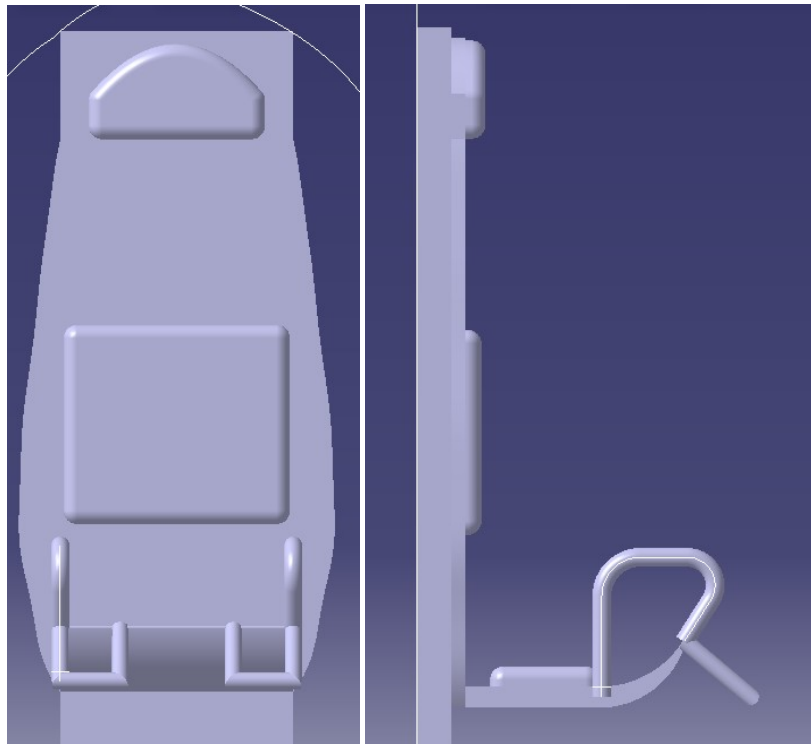


Figura 2.4 Asiento final.

### 2.1.2 Palanca de Mandos y Panel de Indicación

Al igual que para el asiento, es necesario ubicar longitudinalmente esta parte del *Cockpit*. En este caso, la palanca de mandos y el panel de indicación se encuentran justo a continuación de la cuaderna F2 (recorriendo el fuselaje longitudinalmente de morro a cola).

Una vez ubicados, se procede al modelado propiamente dicho. En este caso, se pueden dividir tanto la palanca de mandos como el panel de indicación en diferentes partes las cuales se muestran a continuación:

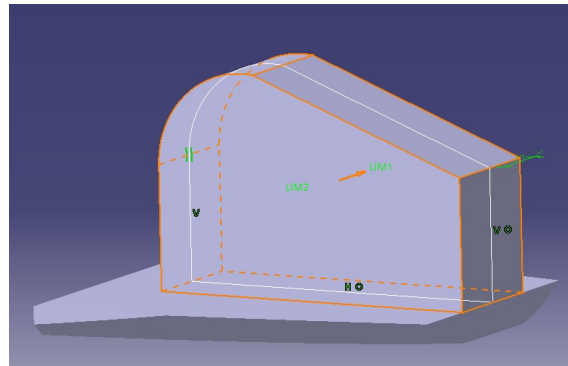
- Suelo
- Cajón soporte
- Pedales
- Palanca de mandos
- Soportes panel
- Panel

En primer lugar, y siguiendo el orden de modelado que se acaba de establecer, se procede a crear el **Suelo** donde van anclados tanto el cajón soporte como la palanca. Para ello se crea plano horizontal a la altura correspondiente al propio suelo. A continuación, se modela un *Sketch* rectangular (que excede los límites del fuselaje) y se le aplica espesor empleando el comando *Pad* (también excediendo los límites del fuselaje).

El sólido que se acaba de generar no queda dentro del fuselaje, por lo que habrá que reducir su tamaño para adecuarlo al espacio que hay disponible. Para ello, se emplea el comando *Trim* al prisma rectangular, utilizando como límite de corte la superficie del fuselaje.



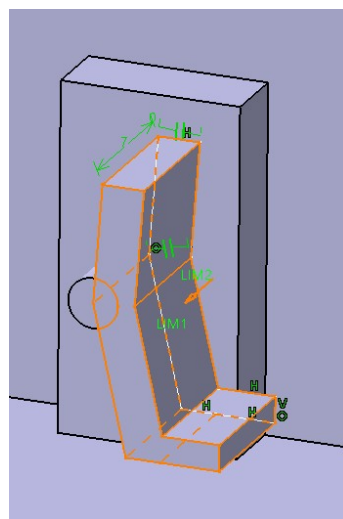
A continuación, se modela el **Cajón soporte** del panel de indicación y de los pedales. Para ello se crea un *Sketch* en un plano vertical que contenga a la dirección longitudinal del fuselaje, en el que se introduce el perfil de dicho cajón. Seguidamente, se emplea el comando *Pad* para darle el espesor deseado. En este caso, el plano en el que se ha creado el perfil en este caso, es el plano central de la aeronave, por lo que al introducir el comando *Pad*, se aplica la opción *Mirror Extended*. El sólido que se ha generado se muestra en la Figura 2.5:



**Figura 2.5** Anclaje y soporte de la Palanca de mandos y Panel de indicación.

Una vez terminando el modelado del cajón soporte, el siguiente paso es modelar los **Pedales**. La estrategia de diseño será la misma que se ha seguido para los respasabrazos/agarraderas del asiento del piloto, es decir, en primer lugar diseñar un pedal y aplicar simetría respecto al plano longitudinal de la aeronave. Los pedales están compuestos por la unión con el soporte del panel, el eje sobre el que giran los pedales y el pedal propiamente dicho.

Para el modelado de cada uno de ellos se crea el perfil del pedal en un plano vertical paralelo al plano longitudinal de la aeronave. Para generar el correspondiente sólido, se emplea el comando *Pad*. El resultado obtenido se muestra en la Figura 2.6:



**Figura 2.6** Pedales del Cockpit.

Como ya se ha mencionado, el otro pedal se crea aplicando simetría respecto al plano longitudinal del Heinkel, y, de igual manera que para las agarraderas del asiento del piloto, se emplea el comando *Symmetry* del pedal tomando como *Mirroring Element* el plano previamente mencionado.

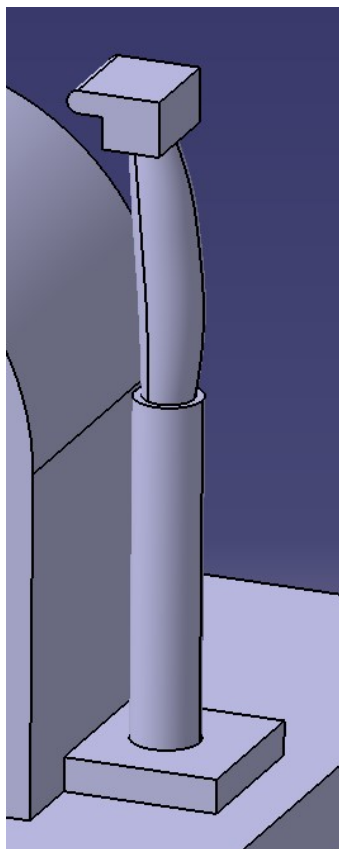
A continuación, se procede a modelar la **Palanca de mandos**. Esta se compone a su vez de una base anclada al suelo, un primer tramo cilíndrico recto, un tramo curvo y finalmente la cabeza de la palanca. El

orden de modelado ha sido el que se acaba de especificar.

Para la base, únicamente se ha creado un *Sketch* con forma de cuadrado en el suelo al que se le ha dado espesor a través de un *Pad*. El primer tramo cilíndrico se ha modelado de igual manera con la salvedad de la forma del *Sketch* que en este caso es circular.

Para el mástil curvo, se cambia de estrategia de modelado y se ha empleado el comando *Multisection*. Para ello, cabe recordar que para desarrollar el sólido, se deben tener varias secciones. Para generar dichas secciones, se crean planos paralelos al suelo del *Cockpit* a diferentes alturas comenzando desde el final del tramo cilíndrico recto y terminando en el final del propio tramo cilíndrico curvo. En estos planos se crean los *Sketches* de forma circular que hacen de secciones de desarrollo.

Finalmente y de manera análoga a la base y al tramo cilíndrico recto, para la cabeza de la palanca de mandos se ha creado un *Sketch* en un plano vertical que contiene al eje longitudinal de la aeronave, al que se le da espesor a través del comando *Pad*. El resultado final obtenido se muestra en la Figura 2.7:

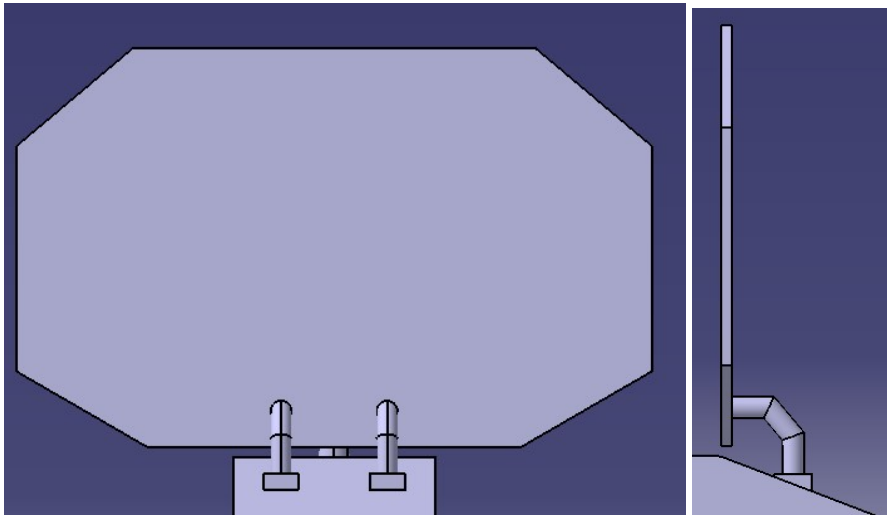


**Figura 2.7** Palanca de mandos del *Cockpit*.

Tras haber modelado la palanca de mando, los siguientes elementos del *Cockpit* que se van a modelar son los soportes del panel de indicación que unen al panel con el cajón soporte. Para ello, es necesario hacer una base de unión que se crea mediante un *Sketch* en un plano paralelo al suelo, al que se le da espesor con el comando *Pad* aplicando la opción *Up to next* (tomando como límite el cajón soporte).

A continuación, se debe de unir dicha base con el panel. Para esto se emplea el comando *Rib* para el que se crean dos *Sketches*: una curva guía y otro que contiene a la geometría que servirá como perfil de desarrollo. Con esto se tiene modelado únicamente uno de los soportes. Para el otro, se aplica simetría del primero respecto al plano longitudinal de la aeronave a través del comando *Symmetry*.

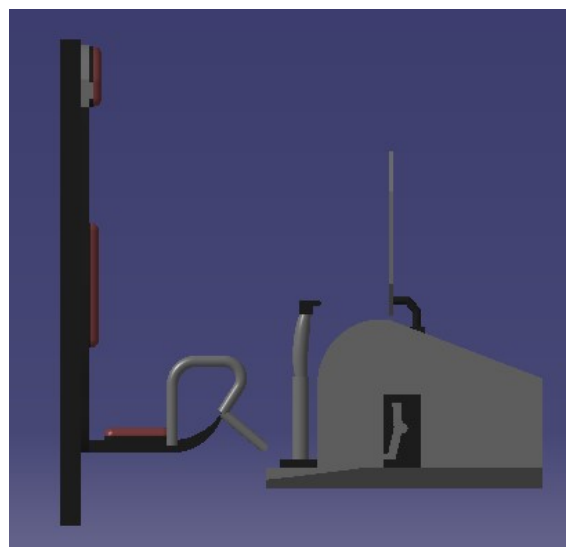
Por último, se modela el panel. Para ello se crea un *Sketch* en un plano vertical que es perpendicular al plano longitudinal de la aeronave, en el que se introduce la forma del panel que se observa en la Figura 2.1 y al que se le da un pequeño espesor a través del comando *Pad*.



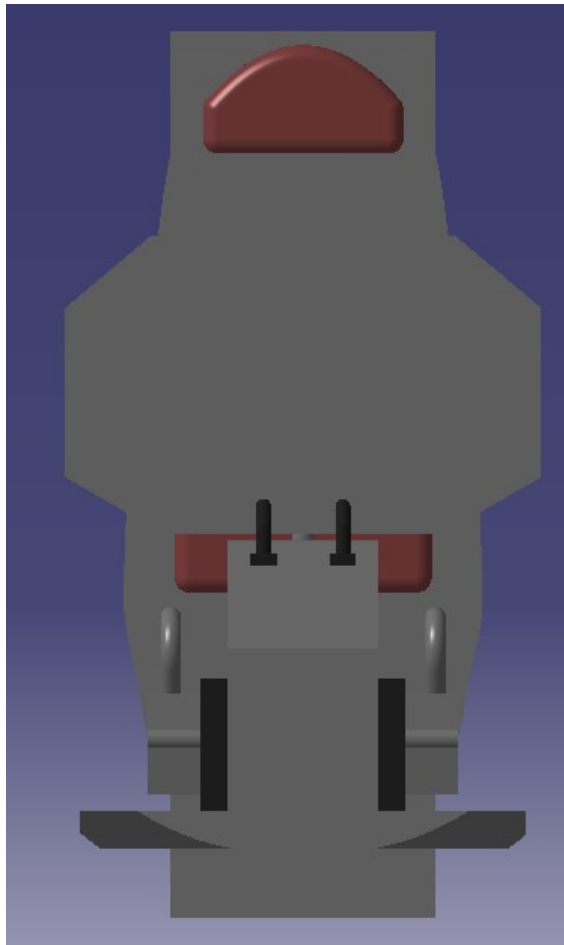
**Figura 2.8** Indicación y anclajes al soporte de esta.

Con estos últimos elementos, se da por terminado el modelado del *Cockpit*. A continuación, se muestran las vistas del mismo tras haberles aplicado color para darles un parecido mayor con los elementos reales del Heinkel He 162 Volksjäger.

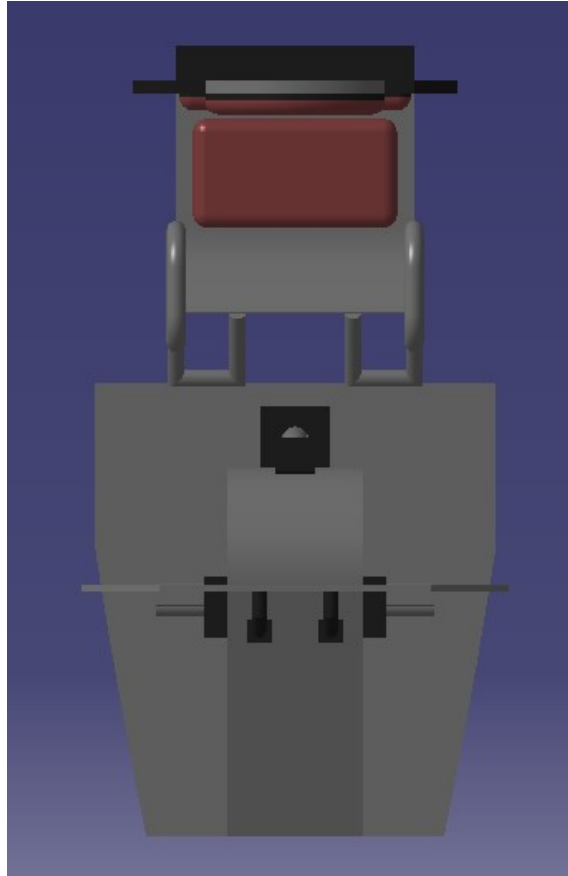
### 2.1.3 Vistas del *Cockpit*



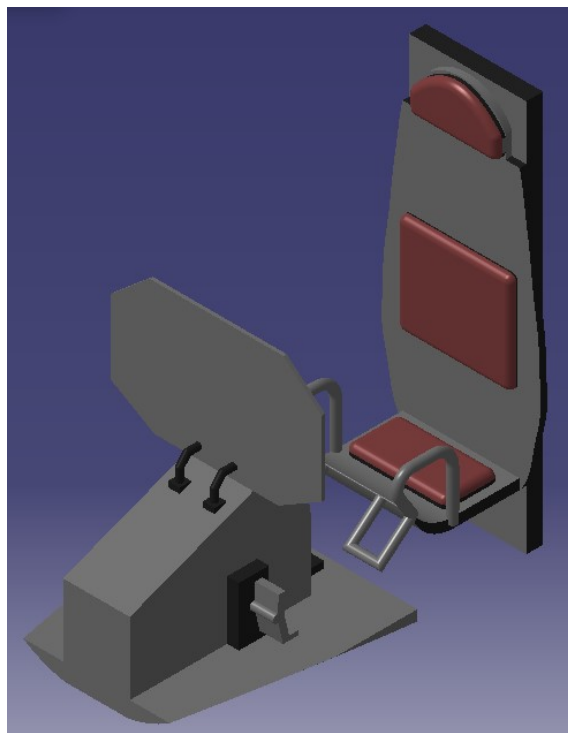
**Figura 2.9** Vista de perfil del *Cockpit*.



**Figura 2.10** Vista de alzado del *Cockpit*.



**Figura 2.11** Vista de planta del *Cockpit*.



**Figura 2.12** Vista isométrica del *Cockpit*.

## 2.2 Escotillas

Las escotillas son los elementos del fuselaje que permiten que el tren de aterrizaje se introduzca en el interior del fuselaje. Con su apertura y cierre permiten la extensión del tren de aterrizaje para aterrizar (configuración sucia) y la retracción del mismo cuando se despegue (configuración limpia). A continuación, en la Figura 2.13, se muestran las escotillas del Heinkel:



**Figura 2.13** Vista del Heinkel indicando las escotillas.

En la Figura anterior se observan únicamente dos de las tres escotillas de la aeronave. La tercera se encuentra escondida tras el fuselaje y no es posible verla desde el ángulo del que se tomó la fotografía.

Claramente se pueden distinguir dos tipos de escotillas:

- Escotilla delantera
- Escotillas traseras

Cabe destacar que la ubicación de las escotillas, tomando como referencia la Figura 2.13, es el morro de la aeronave para la escotilla delantera y justo debajo de las alas para las escotillas traseras.

### 2.2.1 Escotilla delantera

En primer lugar, se va a modelar la escotilla delantera. Cabe destacar que el procedimiento seguido para el modelado de esta y de las escotillas traseras será el mismo.

Se comienza, empleando el módulo *Free Style*, creando curvas 3D sobre la superficie del fuselaje generándose así la forma de la escotilla. Para ello se emplea el comando *Curve on surface*. Estas curvas han de crearse dentro del archivo *.CATPart* del fuselaje, ya que CATIA no permite dibujar curvas sobre superficies que no se encuentren dentro ese propio archivo.

El siguiente paso, sería unir dichas curvas con el comando *Join* (esto permite trabajar cómodamente ya que se trata a la escotilla como un único elemento y no como tantos elementos como curvas haya). A continuación, y todavía dentro del archivo del fuselaje, se procede a emplear el comando *Split* sobre la superficie del fuselaje para dividirla en dos partes (para lo que hay que seleccionar la opción *Keep both parts*) para posteriormente ocultar la parte correspondiente a la escotilla.

Tras esto, se crea un nuevo archivo con extensión *.CATPart* para la escotilla delantera y se repite la operación del comando *Split* sobre la superficie del fuselaje manteniendo únicamente, en este caso, la superficie de la escotilla. La geometría resultante se muestra en la Figura 2.14:

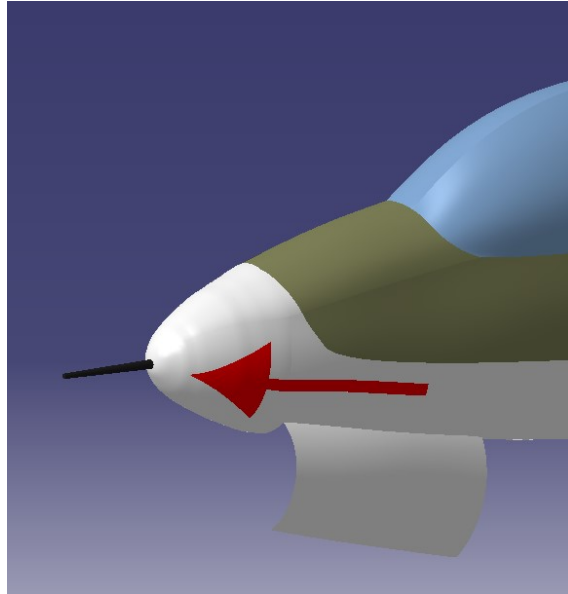


Figura 2.14 Modelado de la escotilla delantera.

### 2.2.2 Escotillas traseras

Como se ha explicado en la sección anterior, el procedimiento seguido para el modelado de las escotillas traseras, es el mismo que para la escotilla delantera. En este caso, habrá que hacer el proceso dos veces ya que se tienen dos escotillas traseras y, para el futuro, interesa tenerlas en archivos con extensión *.CATPart* separados.

En primer lugar, se crean las curvas 3D sobre la superficie del fuselaje (empleando el comando *Curve on surface* para posteriormente llevar a cabo las dos operaciones con los comandos *Split*, uno en el archivo del fuselaje y otro en los archivos nuevos de ambas escotillas (uno por escotilla).

El resultado obtenido, se muestra en la Figura 2.15:

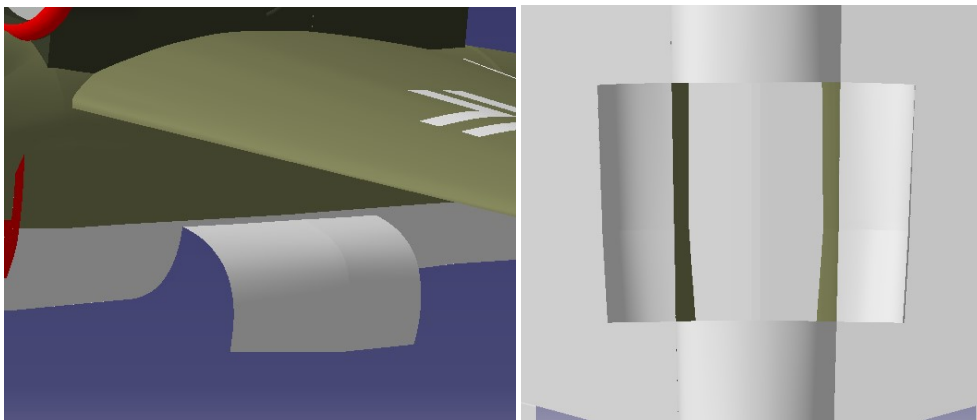


Figura 2.15 Modelado de las escotillas traseras.

## 2.3 Simulación final en módulo *Kinematics*

Esta sección servirá para explicar los mecanismos de la aeronave que se quieren simular. Como ya se ha explicado en la Sección 1.2, se van a simular los mecanismos asociados a las partes que se han modelado a lo largo de este capítulo.

Estos mecanismos pueden dividirse en dos grandes grupos:

- Mecanismos de tren de aterrizaje
- Mecanismos de *Cockpit*

Estos dos grandes grupos a su vez contienen los siguientes mecanismos:

- Apertura escotilla delantera
- Apertura escotilla trasera derecha/izquierda
- Retracción tren delantero
- Retracción tren trasero derecho/izquierdo
- Apertura *Cockpit*
- Eyección asiento

Antes de comenzar con la descripción de los mecanismos listados, es necesario llevar a cabo unas modificaciones en el modelado de partes que se hicieron durante el TFG previo, ya que no ahí no se pudieron modelar todas las partes de la aeronave, quedando de esta manera, algunas simulaciones menos realistas como eran las de las retracciones del tren de aterrizaje.

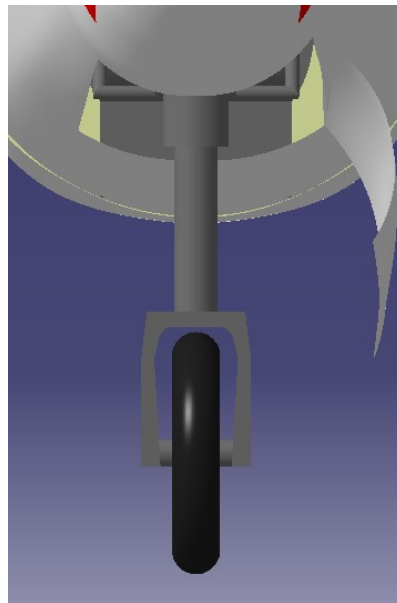
### 2.3.1 Modificaciones modelado

Como ya se ha dicho previamente, para la correcta simulación de los mecanismos, es necesario llevar a cabo modificaciones en los elementos ya modelados.

En este caso, la única modificación que aplica sería la de dividir el tren de aterrizaje delantero en dos partes. Una primera superior, con mayor diámetro y con un agujero interno por el que desliza la parte inferior del tren. Esta última, es otro cilindro de menor diámetro que el primero (ya que debe deslizar por la primera), incluyendo a su vez el neumático.

De esta manera el mecanismo de retracción del tren delantero, aunque se explica con mayor extensión en la Sección 2.3.2, se compone de dos movimientos. Uno de ellos es la inserción de la parte inferior del tren delantero dentro de la parte superior y el otro, la rotación conjunta de ambas partes para su introducción en el fuselaje. El mecanismo compuesto se describe en la Figura ??.

El resultado del tren de morro modificado se puede observar en la Figura 2.16:



**Figura 2.16** Modificaciones del tren de morro para simulación.



### 2.3.2 Simulaciones

Una vez realizadas las modificaciones para la correcta simulación, se procede a describir cada uno de los mecanismos que se han listado anteriormente.

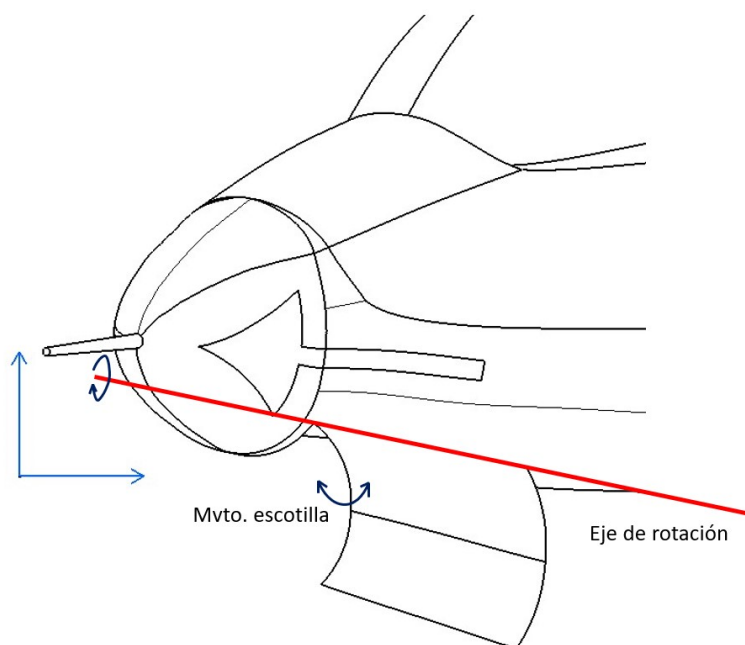
La estructura de cada una de las descripciones que aparecen a continuación, será la siguiente:

- Descripción gráfica del mecanismo
- Creación de los elementos auxiliares
- Simulación del mecanismo

#### Apertura Escotilla Delantera

Este primer mecanismo permite la apertura/cierre de la escotilla delantera, permitiéndose a posteriori la extensión/retracción del tren delantero.

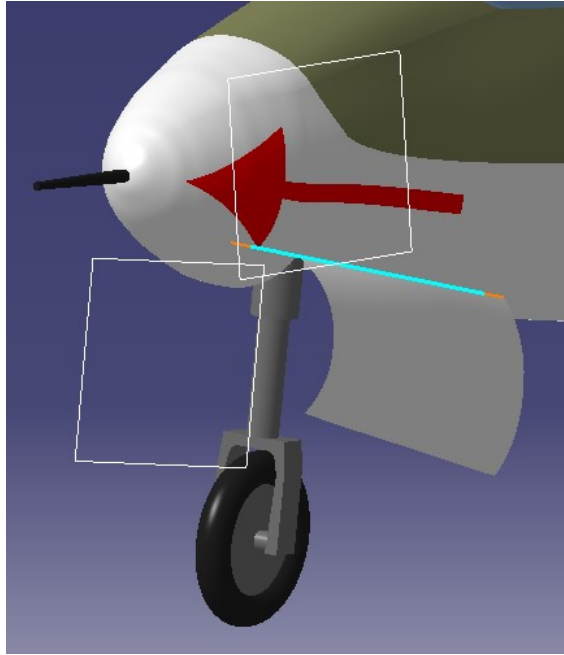
El esquema del mecanismo es el siguiente:



**Figura 2.17** Esquema del mecanismo *Apertura Escotilla Delantera*.

El mecanismo se compone de un movimiento de rotación de la escotilla alrededor del eje de rotación de la Figura 2.17.

A continuación, y para la posterior simulación es necesario crear los elementos auxiliares, que para este tipo de mecanismo son dos líneas coincidentes que hacen de eje de rotación y dos planos perpendiculares a dichas líneas. Cada pareja línea-plano se debe crear en los archivos con extensión *.CATPart* del fuselaje y de la escotilla delantera. El resultado se muestra en la Figura 2.18:



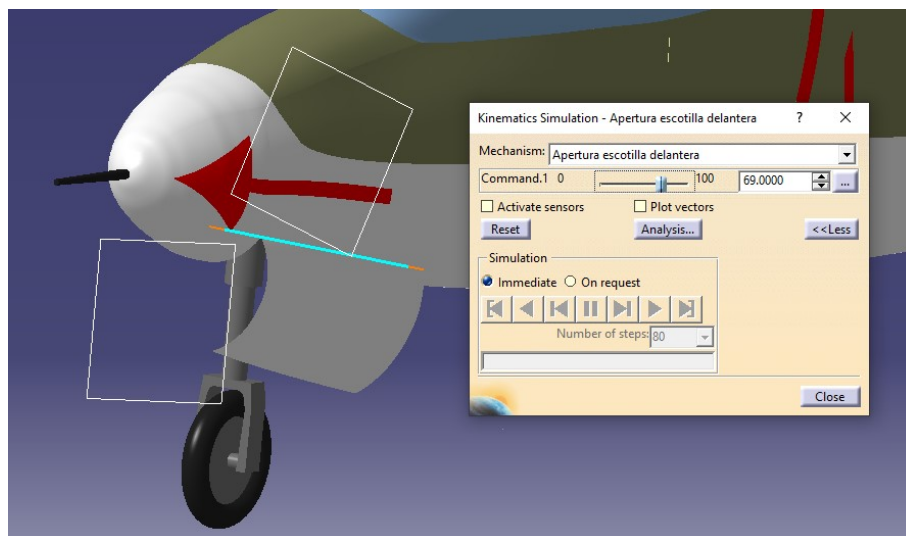
**Figura 2.18** Elementos auxiliares *Apertura Escotilla Delantera*.

Para la simulación del mecanismo en el módulo *Kinematics*, es necesario insertar el mecanismo. A continuación es necesario introducir el tipo de movimiento que hay entre la escotilla y el fuselaje, para ello se deben introducir lo siguiente:

- **Joint:** Revolutive (escotilla-fuselaje)
- **Fix part:** Fuselaje
- **Command:** Angle driven

Por otro lado, al introducir el comando *Angle Driven*, se pueden establecer valores que limitan el rango de movimiento de la escotilla. En este caso son  $0^\circ$  y  $100^\circ$ .

Una vez introducido todo esto, el mecanismo está listo para simular. A continuación, se muestra un fotograma de la simulación del mecanismo, acompañada de la ventana de simulación:

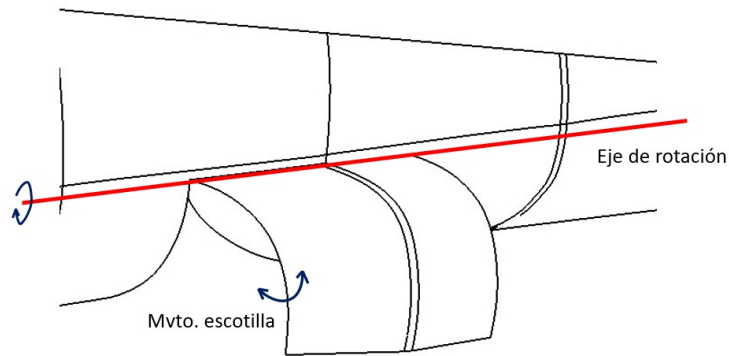


**Figura 2.19** Simulación del Mecanismo *Apertura Escotilla Delantera*.

### Apertura Escotilla Trasera Derecha/Izquierda

Estos mecanismos permiten la apertura/cierre de las escotillas traseras, permitiéndose a posteriori la extensión/retracción del tren trasero.

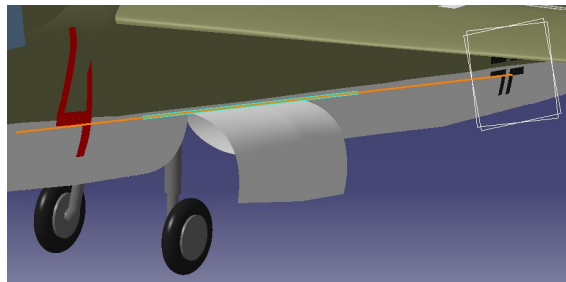
El esquema del mecanismo es el siguiente:



**Figura 2.20** Esquema del mecanismo *Apertura Escotilla Trasera Derecha/Izquierda*.

Los mecanismos se componen de un movimiento de rotación de la escotilla alrededor de su respectivo eje de rotación. En el caso del tren trasero derecho, el eje de rotación se observa en la Figura 2.20.

De igual manera que para el mecanismo descrito anteriormente, es necesario crear los elementos auxiliares del mecanismo y, a su vez, son los mismos que para el mecanismo anterior (dos parejas línea-plano).



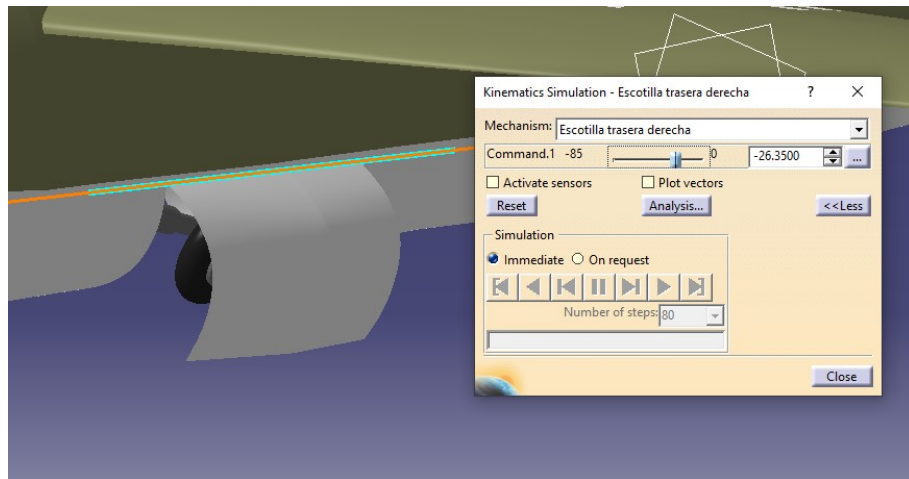
**Figura 2.21** Elementos auxiliares *Apertura Escotilla Trasera Derecha/Izquierda*.

Para la simulación de estos mecanismos se debe introducir lo siguiente:

- **Joint:** Revolute (escotillas-fuselaje) y Rigid (escotillas-trenes de aterrizaje trasero)
- **Fix Part:** Fuselaje
- **Command:** Angle driven

Se ha introducido la unión de *Rigid* para simular el movimiento conjunto de la escotilla con el tren de aterrizaje trasero para su posterior extensión.

En este caso los límites del movimiento son  $0^\circ$  y  $100^\circ$ . A continuación, se muestra un fotograma da la simulación:

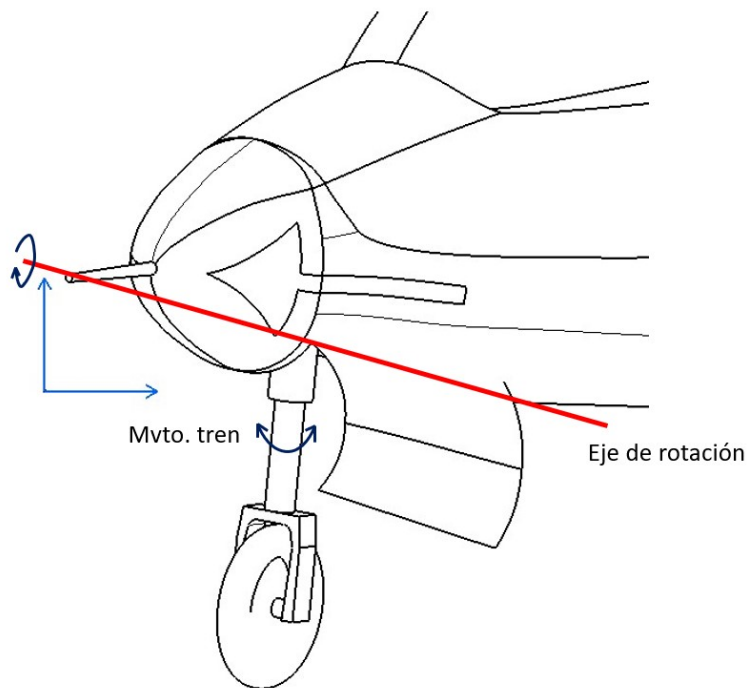


**Figura 2.22** Simulación del Mecanismo *Apertura Escotilla Trasera Derecha/Izquierda*.

### Retracción Tren Delantero

Este mecanismo permite la extensión/retracción del tren de aterrizaje delantero previa apertura de la escotilla delantera.

El esquema del mecanismo es el siguiente:

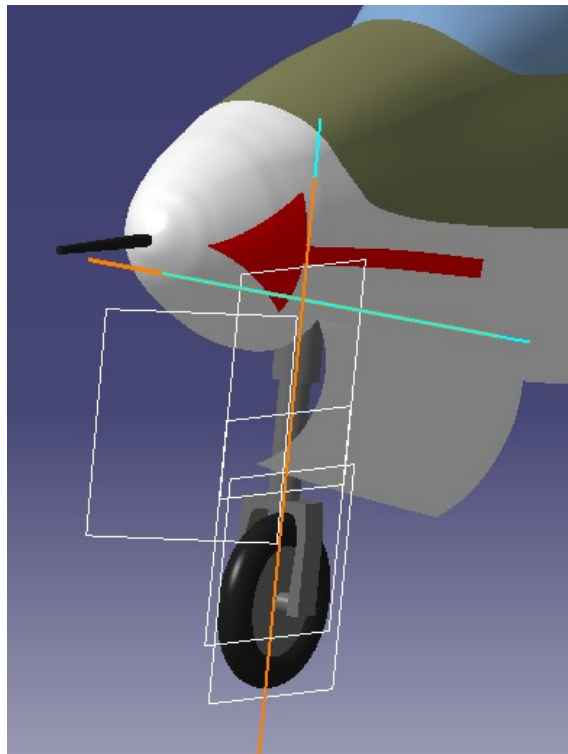


**Figura 2.23** Esquema del mecanismo *Retracción Tren Delantero*.

El mecanismo se compone de un movimiento dividido a su vez en dos. Un movimiento lineal de la parte de abajo del tren de aterrizaje respecto a la de arriba y un movimiento de rotación del tren respecto al eje de rotación de la Figura 2.23.

En este caso, los elementos auxiliares son cuatro parejas línea-plano. Dos para el movimiento de traslación y dos para el movimiento de rotación. Para el movimiento de traslación el plano ha de contener al eje, mientras

que en el de rotación el plano es perpendicular.



**Figura 2.24** Elementos auxiliares *Retracción Tren Delantero*.

Para esta simulación se deben introducir dos mecanismos por separado. Por un lado, el mecanismo que permite el movimiento lineal y otro que permite la rotación conjunta del tren.

Para el movimiento lineal se debe introducir:

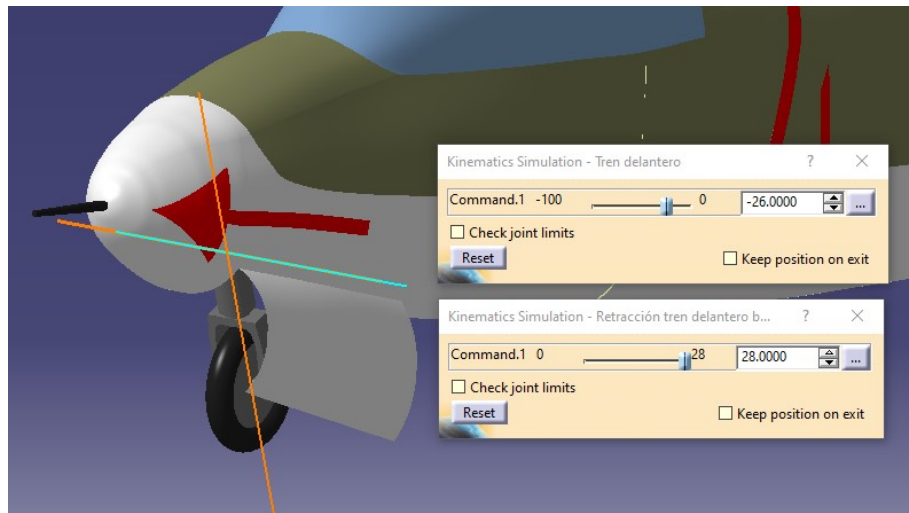
- **Joint:** Prismatic (Tren de morro abajo-tren de morro arriba)
- **Fix Part:** Tren de morro arriba
- **Command:** Length Driven

En este caso, al ser prismático, se debe introducir el comando *Length Driven*. Los límites son 0 y 28 mm.

Para el movimiento de rotación se debe introducir:

- **Joint:** Rigid (tren de morro abajo-tren de morro arriba) y Revolute (Tren de morro arriba-fuselaje)
- **Fix Part:** Fuselaje
- **Command:** Angle Driven

En este caso, los límites del movimiento son  $-100^\circ$  y  $0^\circ$ . El valor negativo se debe al sentido de giro del tren de aterrizaje. A continuación, se muestra un fotograma de la simulación:

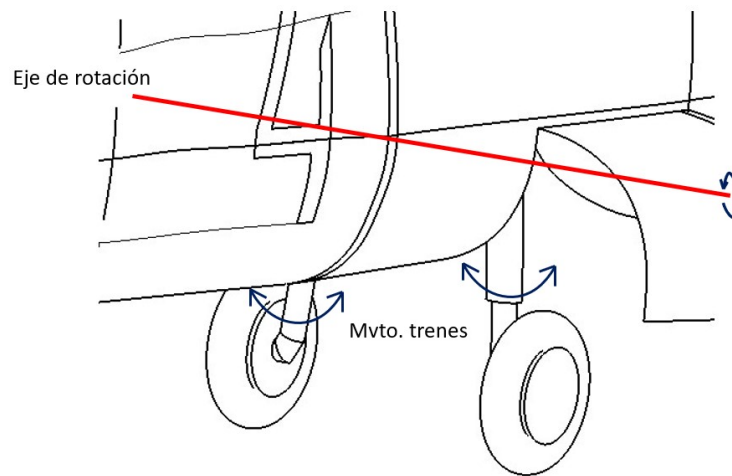


**Figura 2.25** Simulación del Mecanismo *Retracción Tren Delantero*.

### Retracción Tren Trasero Derecho/Izquierdo

Este mecanismo permite la extensión/retracción de los trenes de aterrizaje derecho e izquierdo habiendo abierto previamente la escotilla trasera derecha e izquierda respectivamente.

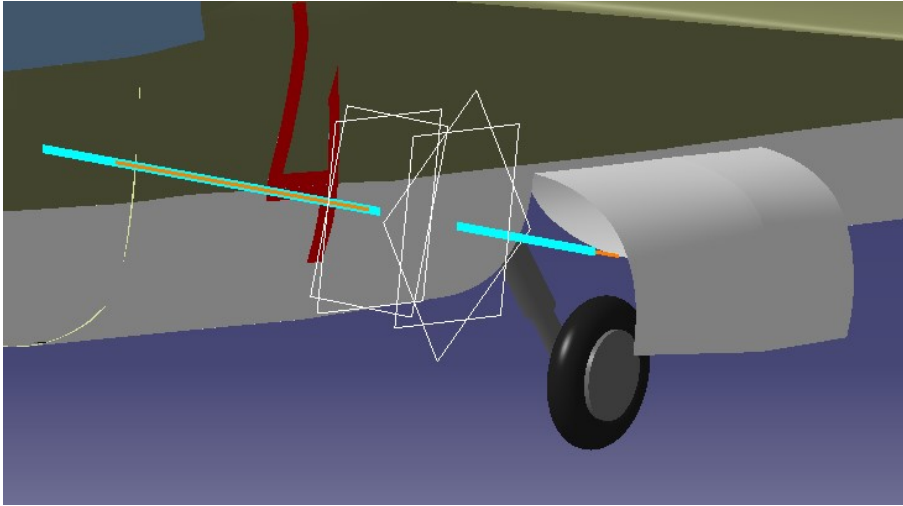
El esquema es el siguiente:



**Figura 2.26** Esquema del mecanismo *Retracción Tren Trasero Derecho/Izquierdo*.

El mecanismo se compone únicamente de la rotación del tren completo respecto al eje de rotación de la Figura 2.26.

En este caso, los elementos auxiliares son dos parejas línea-plano por cada mecanismo de extensión/retracción.

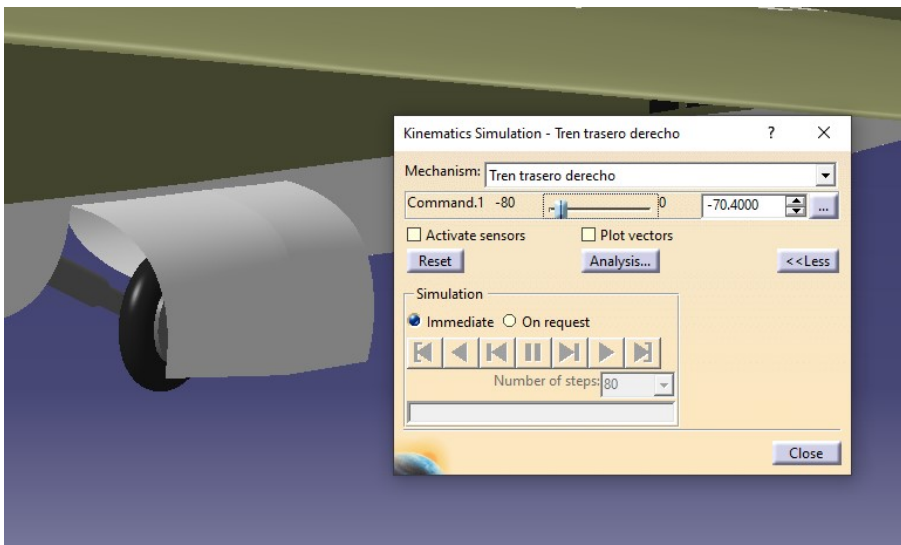


**Figura 2.27** Elementos auxiliares *Retracción Tren Trasero Derecho/Izquierdo*.

Para esta simulación se debe de introducir:

- **Joint:** Revolute (tren trasero derecho/izquierdo-fuselaje)
- **Fix Part:** Fuselaje
- **Command:** Angle Driven

En este caso los límites del movimiento son  $-80^\circ$  y  $0^\circ$ . Al igual que para el mecanismo anterior, el valor negativo del giro del tren, es por el sentido de giro del mismo. A continuación, se muestra un fotograma de la simulación:

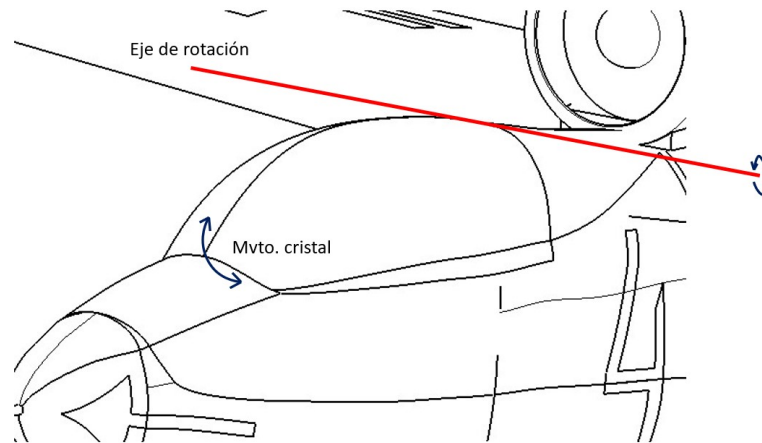


**Figura 2.28** Simulación del Mecanismo *Retracción Tren Trasero Derecho/Izquierdo*.

### Apertura *Cockpit*

Este mecanismo permite la apertura del *Cockpit* para la entrada/salida del piloto a la cabina o como se verá en el mecanismo siguiente, para la eyección del asiento del piloto.

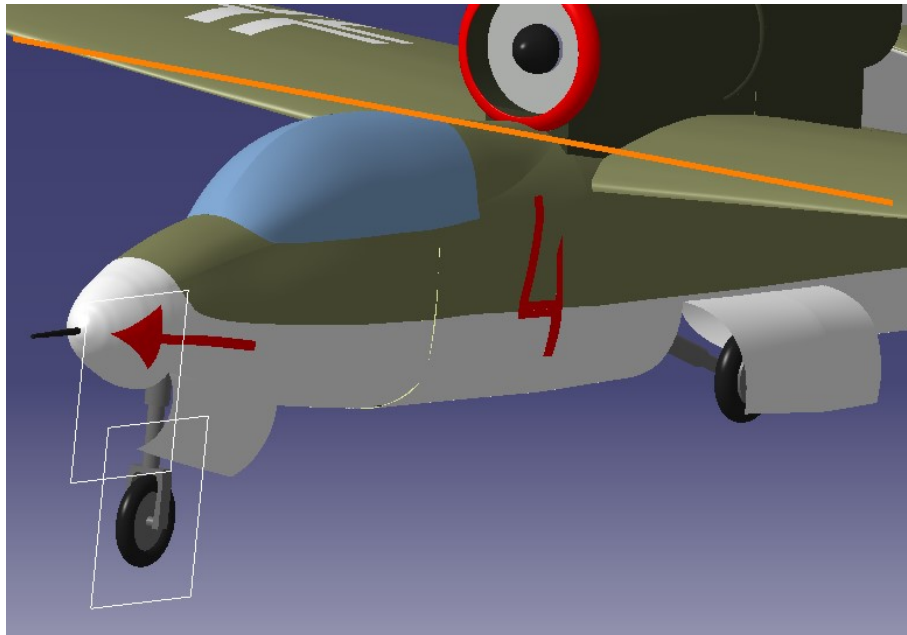
El esquema es el siguiente:



**Figura 2.29** Esquema del mecanismo *Apertura Cockpit*.

El mecanismo se compone únicamente de la rotación del cristal de la cabina respecto al eje de rotación de la Figura 2.29.

En este caso, los elementos auxiliares vuelven a ser dos parejas línea-plano. Cabe recordar que los planos deben ser perpendiculares a sus respectivas líneas.



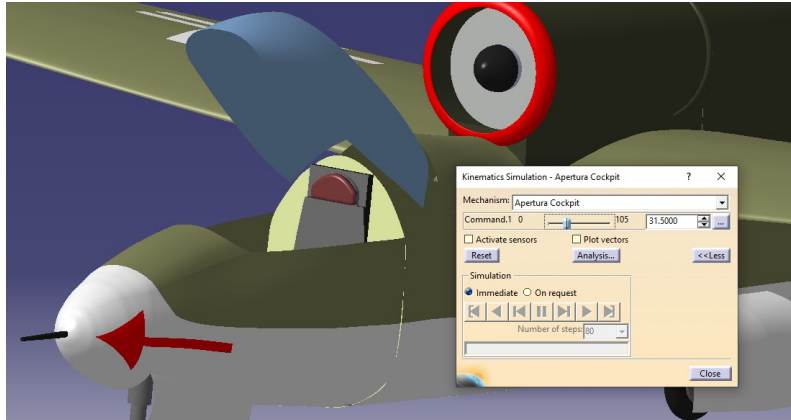
**Figura 2.30** Elementos auxiliares *Apertura Cockpit*.

Para esta simulación se debe introducir:



- **Joint:** Revolute (*Cockpit-Fuselaj*)
- **Fix Part:** Fuselaje
- **Command:** Angle Driven

En este caso los límites del movimiento son  $0^{\circ}$  y  $105^{\circ}$ . A continuación, se muestra un fotograma de la simulación:

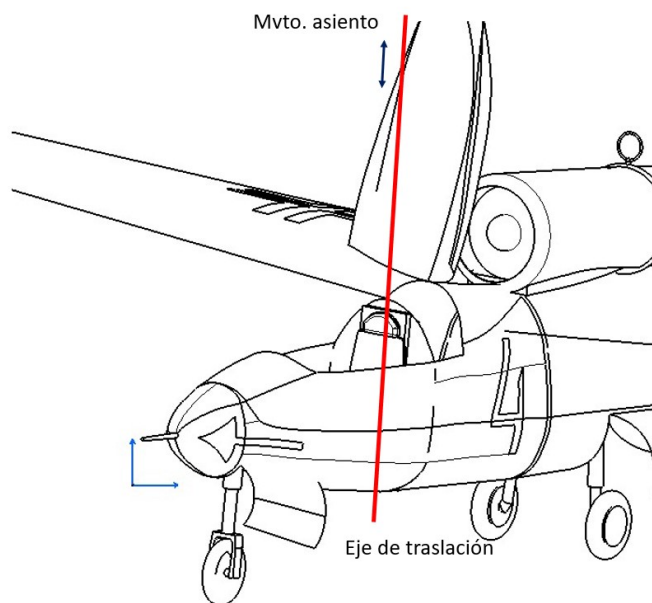


**Figura 2.31** Simulación del Mecanismo *Apertura Cockpit*.

### Eyección Asiento

Este último mecanismo permite la eyección del asiento del piloto. El Heinkel He 162 Volksjäger fue la primera aeronave que tenía asiento eyectable, de ahí lo interesante de la simulación de este mecanismo.

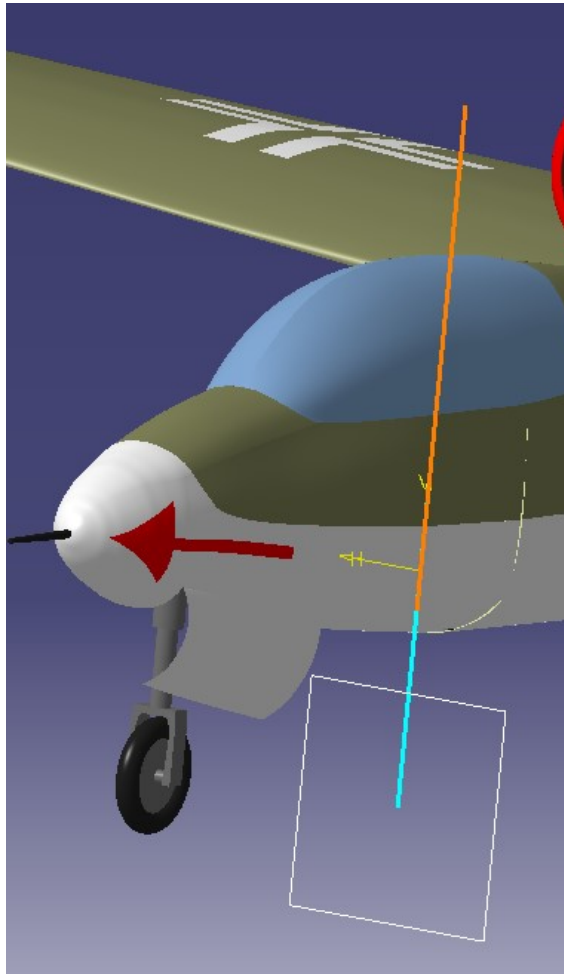
El esquema es el siguiente:



**Figura 2.32** Esquema del mecanismo *Eyección Asiento*.

El mecanismo se compone únicamente de la traslación del asiento a lo largo del eje que aparece en la Figura 2.32.

En este caso y al igual que para el mecanismo de la retracción del tren delantero, los elementos auxiliares son dos parejas línea-plano, pero los planos deben contener a sus respectivos ejes.



**Figura 2.33** Elementos auxiliares *Eyección Asiento*.

Para esta última simulación hay que introducir lo siguiente:

- **Joint:** Prismatic (Asiento-Fuselaje)
- **Fix Part:** Fuselaje
- **Command:** Length Driven

Para este mecanismo los valores límite del movimiento son 0 y -500 cm. De nuevo el valor negativo de la traslación, se debe al sentido en el que se recorre el eje de traslación.

A continuación, se muestra un fotograma de la simulación:

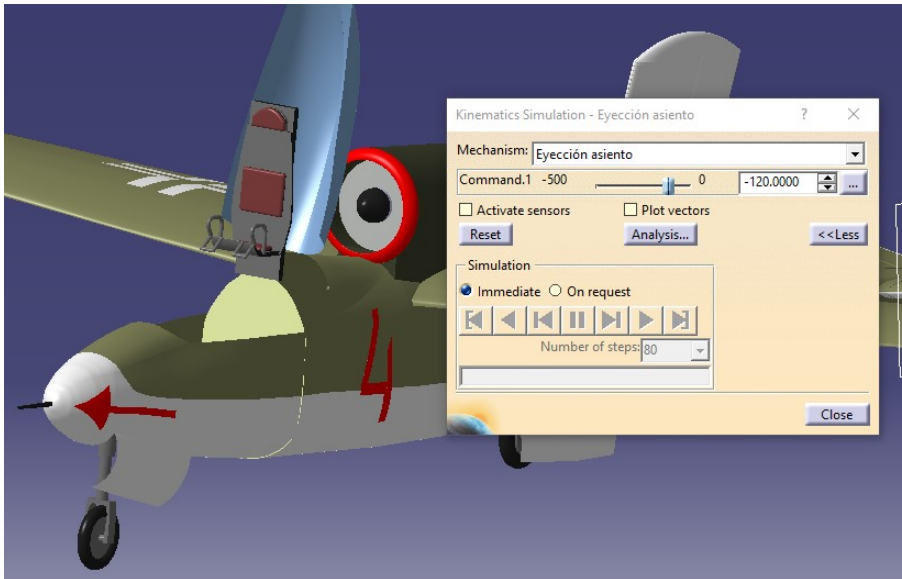


Figura 2.34 Simulación del Mecanismo *Eyección Asiento*.



## 3 Simulación en Solidworks

---

En este nuevo capítulo se va a realizar el análisis aerodinámico del *Heinkel He 162 Volksjäger*. Como ya se ha comentado en los capítulos anteriores, el análisis se hará en el módulo *Flow Simulation* de Solidworks.

Antes de empezar con la descripción del proceso, es necesario tener en cuenta las siguientes características de la aeronave:

- Peso máximo al despegue (MTOW = 2800 kg)
- Peso máximo en vacío (MZFW = 1600 kg)
- Velocidad máxima operativa en el techo de vuelo ( $V_{MO} = 900$  km/h a 5600 m)

### 3.1 Descripción de los ensayos

El objetivo de esta primera sección introductoria es establecer el alcance del análisis aerodinámico. Este, va a estar compuesto de tres ensayos:

- **Ensayo con empuje máximo a nivel del mar:** cuyo objetivo será buscar la velocidad a la que la aeronave es capaz de despegar sin desplegar los alerones y comprobar que esa velocidad es menor que la velocidad máxima de la aeronave al nivel del mar.
- **Ensayo a velocidad máxima operativa:** cuyo objetivo será buscar el techo de vuelo de la aeronave en estas condiciones.
- **Estudio aerodinámico en el techo de vuelo:** buscando obtener las características del flujo alrededor de la aeronave.
- **Curva de sustentación y polar parabólica:** cuyo objetivo será encontrar una expresión del coeficiente de resistencia aerodinámico en función del coeficiente de sustentación y comprobar que la curva de sustentación se corresponde con las gráficas de la literatura.

### 3.2 Modelos 3D empleados en los ensayos

En esta sección se van a mostrar los modelos 3D que se van a usar en el análisis aerodinámico. Para ello, y debido a la experiencia de trabajos anteriores como el de [3], se va a emplear un modelo macizo de la aeronave.

La primera opción considerada para generar el sólido es que todas las superficies fuesen cerradas y así, aplicando el comando *Close Surface* del módulo *Part Design* de CATIA, se crease un modelo macizo de la aeronave. Este sólido se creará en un nuevo archivo con extensión *.CATPart* a partir de las superficies ya creadas en los archivos de CATIA del TFG previo.

A modo aclaratorio, y ya que no se van a hacer análisis de deflexión de alerones, se pueden tratar tanto el ala como los empenajes vertical y horizontal como sólidos completos y no como una parte fija y otra móvil (alerones en el caso del ala y timones en el caso del HTP y del VTP). Es por eso, que habrá que hacer modificaciones en los archivos originales y adaptarlos para este nuevo estudio.

Las modificaciones que se han llevado a cabo han sido las siguientes:

- Unión de las partes fijas y móviles en ala y estabilizadores
- Supresión de elementos estructurales (cuadernas, costillas, largueros, ...)
- Supresión del *Cockpit*

Estas modificaciones son comunes a los tres ensayos descritos en la Sección 3.1. Sin embargo, también habrá diferencias entre el modelo 3D que se emplee en cada simulación. Por ejemplo, para el caso del **ensayo con empuje máximo a nivel del mar** se tendrá la aeronave con el tren de aterrizaje desplegado, mientras que para los otros dos ensayos, la aeronave estará en configuración "limpia" o de crucero.

Tras haber generado el sólido macizo, se procedió a importar dicho archivo *.CATPart* a *Solidworks*, pero el resultado no fue el esperado. El Heinkel aparecía principalmente formado por superficies, lo que a la hora de simular daba problemas, ya que el programa obvía las superficies durante la simulación fluida.

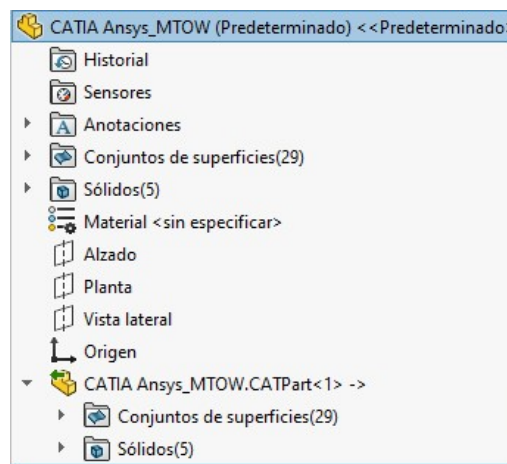


Figura 3.1 Importación del modelo a *Solidworks*.

Tras esto, se ha decidido cambiar el modelo de CATIA y, partiendo del original, generar el sólido de manera manual. Para ello se han empleado principalmente el comando *Multisection Solid* para el fuselaje, alas y empenajes, mientras que para la góndola del motor se ha empleado el comando *Shaft*, generándose un sólido de revolución el cual no deja que el aire entre dentro del motor.

Tras hacer las modificaciones pertinentes en los archivos *.CATPart* originales, se ha importado el modelo en *Solidworks* obteniéndose ahora un archivo compuesto por partes sólidas como se puede observar en la Figura 3.2:

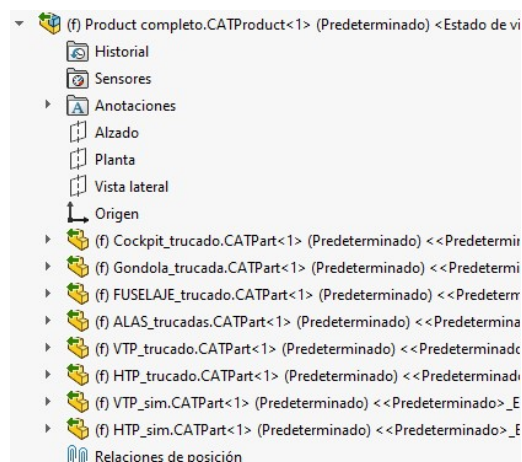


Figura 3.2 Importación del modelo a *Solidworks*.

### 3.2.1 Modelo en configuración "sucia"

Este primer modelo será empleado para la simulación con empuje máximo a nivel del mar.

El resultado obtenido tras la creación del sólido a partir de las superficies cerradas es el siguiente:

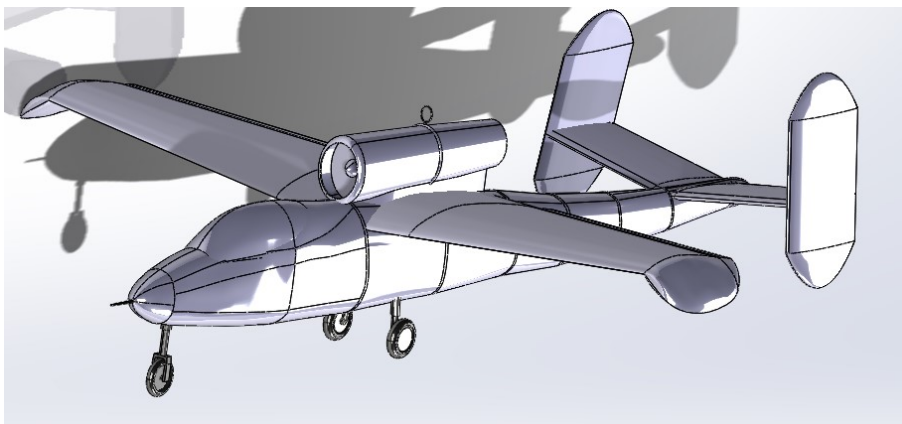


Figura 3.3 Modelo 3D en configuración sucia del Heinkel He 162 Volksjäger.

### 3.2.2 Modelo en configuración "limpia"

Este segundo modelo será empleado para las simulaciones en el techo de vuelo con empuje máximo.

El resultado obtenido tras la creación del sólido a partir de las superficies cerradas es el siguiente:

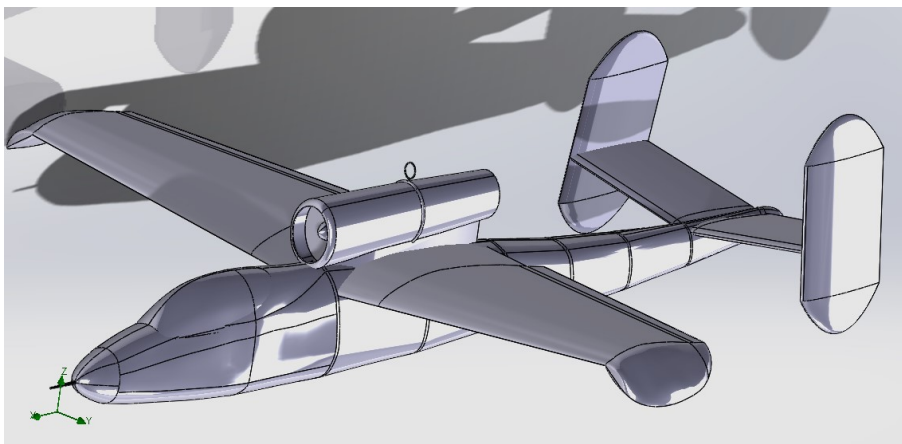


Figura 3.4 Modelo 3D en configuración limpia del Heinkel He 162 Volksjäger.

## 3.3 Análisis físico del problema que se va a simular

Debido a la naturaleza de los problemas que se van a estudiar, es conveniente caracterizar las fases del vuelo de la aeronave que van a ser protagonistas de este análisis aerodinámico. En este caso, la fase de despegue y de vuelo en crucero.

Es bien conocido que una aeronave pasa por diferentes fases, desde que despegue hasta que aterriza, a lo largo de un mismo vuelo. Pudiéndose tener situaciones intermedias de subida, crucero, bajada, cambio de rumbo, ...

Tal y como se ha comentado previamente, las fases de vuelo que se van a estudiar son el despegue y el vuelo en crucero del avión. Sin embargo, es también interesante caracterizar la envolvente típica de maniobra

de la aeronave entre estas dos fases, si se quiere llegar a conocer, como es en este caso, las características aerodinámicas de la misma en el techo de vuelo.

### 3.3.1 Caracterización de la envolvente de maniobra típica del Heinkel

Para llevar a cabo un estudio aerodinámico de la aeronave en el techo de vuelo, como ya se ha dicho previamente, resulta interesante poder analizar las fases de vuelo previas, a que permiten acotar los valores de las magnitudes físicas mientras el avión realiza un vuelo a esa altitud.

Las diferentes etapas de vuelo por las que se desenvuelve la aeronave desde que despegue hasta que alcanza el vuelo en crucero son las siguientes:

- Rodaje
- Despegue
- Subida
- Crucero

Dentro de estas, aunque ya se explicará más adelante, podrá haber distinciones. Por ejemplo, en el caso de la subida, esta podría estar compuesta por diferentes tramos aislados, en los que la aeronave asciende a velocidad constante, reduciendo antes de cada uno de ellos, la fuerza de empuje de los motores.

En este caso, y por falta de información acerca de la envolvente real del Heinkel, se ha decidido hacer la suposición de que los motores van a estar trabajando siempre a máxima potencia, siendo el empuje proporcionado por los mismos de  $T=800$  kgf.

Al ir variando de altitud, las fuerzas resultantes del movimiento relativo de la aeronave dentro del campo fluido, también lo harán. Las leyes de comportamiento de estas fuerzas se podrían obtener, si se tuviese toda la información relativa al régimen de funcionamiento del motor de la aeronave y, en consecuencia, de su envolvente de maniobra completa. Esto sería muy interesante si se quisiera hacer un análisis aerodinámico a lo largo de todo el vuelo del avión, pero para el caso que concierne a este estudio, es mucho más sencillo.

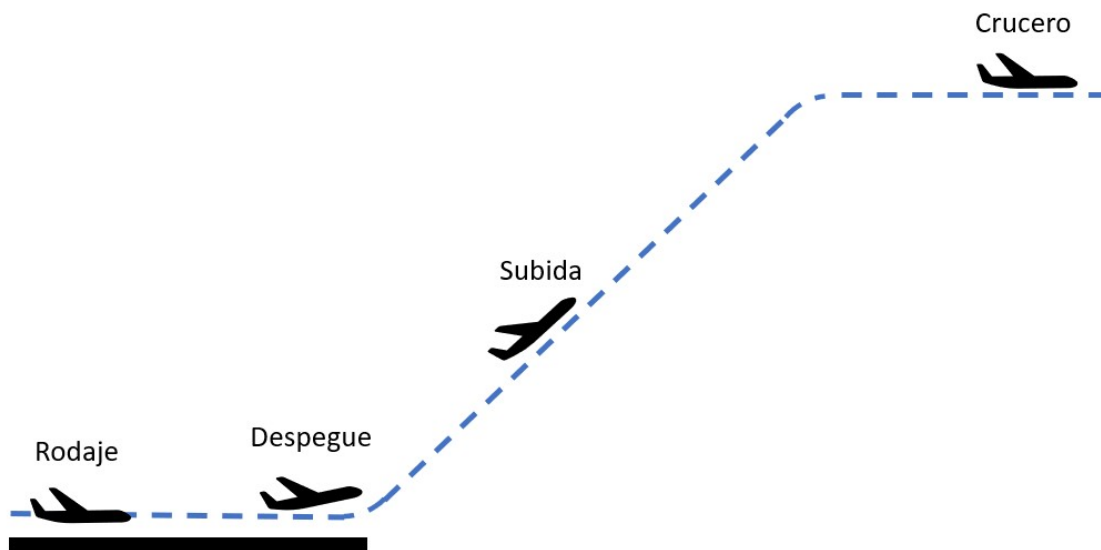
Independientemente de la envolvente de la aeronave, las cuatro fuerzas principales que van a actuar sobre esta son:

- **Sustentación:** fuerza resultante de la acción del fluido sobre la aeronave que tiene dirección perpendicular a la velocidad aerodinámica. Su origen se debe a la geometría de las diferentes superficies aerodinámicas.
- **Resistencia aerodinámica:** componente paralela a la velocidad aerodinámica de la fuerza que resulta de la acción del fluido sobre la aeronave. Su origen, al igual que el de la sustentación, se debe a la geometría de las diferentes superficies que componen la aeronave.
- **Peso:** fuerza debida a la acción que la Tierra ejerce sobre cualquier cuerpo. Su origen se debe al campo gravitatorio terrestre y siempre apunta hacia abajo <sup>1</sup>.
- **Empuje:** fuerza debida a la acción del motor y alineada con el eje del mismo. Es una fuerza conocida y que depende de la planta motriz de la aeronave. En este caso, se considera constante y de valor  $T=800$  kgf.

A continuación, en la Figura 3.5 se muestra un esquema simplificado de la envolvente de vuelo de la aeronave desde el despegue hasta que alcanza la altitud de crucero:

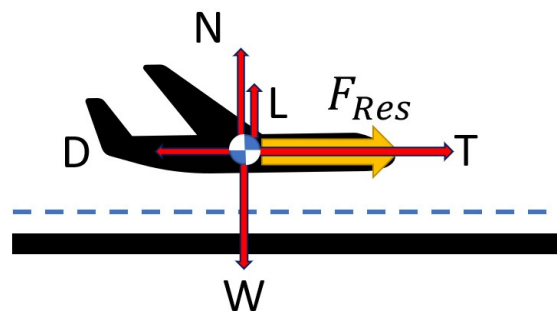
<sup>1</sup> Realmente no es así, pero debido a las dimensiones del tramo de vuelo que se va a estudiar, se puede asumir modelo de tierra plana y en consecuencia, la gravedad siempre apuntará hacia abajo





**Figura 3.5** Envolvente de maniobra simplificada del Heinkel He 162 Volksjäger.

#### Rodaje

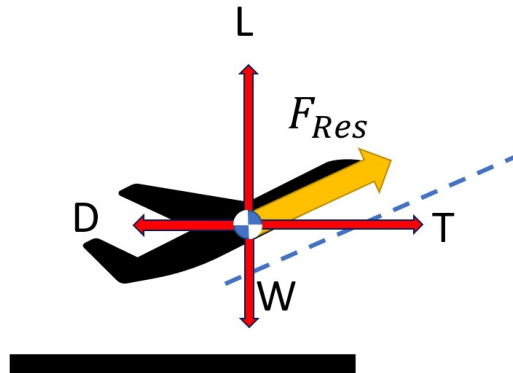


**Figura 3.6** Fase de Rodaje del Heinkel He 162 Volksjäger.

Fase previa al despegue. En ella, la aeronave realiza movimientos a baja velocidad sobre la pista para prepararse para despegar.

Se puede observar en la Figura 3.6, como la resultante de fuerzas sobre la aeronave tiene la dirección de la pista ya que en la dirección perpendicular a la misma, el peso se ve compensado no solo por la sustentación, sino por la suma de esta y de la fuerza normal que la pista ejerce sobre el caza. En esta fase, la fuerza que permite el movimiento del avión es el empuje del motor.

### Despegue

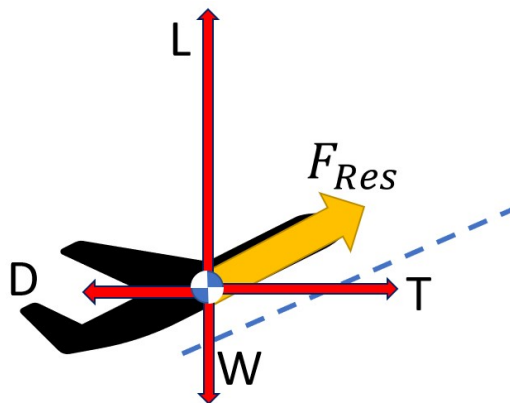


**Figura 3.7** Fase de Despegue del Heinkel He 162 Volksjäger.

Fase en la que la aeronave pierde el contacto con el suelo y se lanza al aire.

Se puede ver en la Figura 3.7, como en este caso, la resultante de fuerzas ya no lleva la dirección de la pista sino que, debido al empuje del motor, la aeronave ha podido aumentar su velocidad hasta el punto en que la sustentación ha compensado al peso. Será justo ese instante en el que la aeronave deje de tocar tierra y comience a ascender.

### Subida



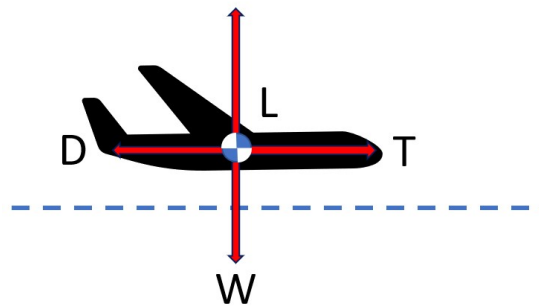
**Figura 3.8** Fase de Subida del Heinkel He 162 Volksjäger.

Fase en la que justo tras el despegue, la aeronave comienza a ganar altura. Para ello, será necesario que se tenga una velocidad vertical que proporcione una tasa de ascenso o ROC ("Rate Of Climb") que dependerá de la aceleración vertical del avión, y en consecuencia, del empuje del motor.

Se puede observar en la Figura 3.8, cómo al igual que para el despegue, la fuerza resultante no está alineada con la horizontal.

Esta fase acabará cuando se alcance la altitud de crucero.

## Crucero



**Figura 3.9** Fase de Crucero del Heinkel He 162 Volksjäger.

Fase en la que se tiene  $ROC=0$ , es decir, velocidad vertical nula. En esta fase, se busca tener a la aeronave equilibrada, de tal forma que el gasto de combustible sea mínimo, manteniendo así una velocidad de vuelo constante.

Este equilibrado de fuerzas se puede observar en la Figura 3.9.

Dependiendo de la aeronave, la altitud de crucero puede coincidir o no con el techo de vuelo de la misma, todo dependerá del objetivo de la operación.

### 3.3.2 Caracterización del problema: Velocidad de despegue de la aeronave

Tal y como se ha mencionado previamente, uno de los objetivos del análisis aerodinámico va a ser determinar la velocidad de despegue del Heinkel sin desplegar los alerones y comprobar que esta, es menor que la velocidad máxima de la aeronave en tierra.

El procedimiento que se va a seguir para determinar dicho valor, va a consistir en imponer que la fuerza de sustentación sea igual al peso de la aeronave,

$$L = W$$

manteniendo el empuje de los motores a máxima potencia.

Haciendo la suposición de que la aeronave despega con su peso máximo al despegue o MTOW ("*Maximum Take Off Weight*") y que la gravedad toma un valor de  $9.8 \text{ m/s}^2$  se tiene entonces que:

$$L = MTOW \cdot 9.8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 27440\text{N}$$

Para este problema hay que tener en cuenta las especificaciones del Heinkel. En este caso, la única que es destacable es la velocidad máxima en tierra de la aeronave, la cual es de:

$$V_{max,SL} = 790 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 219.44 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

### 3.3.3 Caracterización del problema: Techo de vuelo de la aeronave

El otro objetivo de este estudio aerodinámico es determinar el techo de vuelo de la aeronave. Para ello se hará la suposición de que la aeronave va a volar a su velocidad máxima operativa en el techo de vuelo:

$$V = V_{MO} = 900\text{km/h} = 250\text{m/s}$$

Por otro lado, la aeronave habrá alcanzado el techo de vuelo cuando esta deje de generar sustentación como para que siga ascendiendo, es decir, se debe cumplir que:

$$L = W$$

En este caso, el peso de la aeronave no podrá ser el peso máximo al despegue ya que se habrá consumido parte de dicho combustible mientras la aeronave asciende. Es por eso, que se ha decidido estudiar un punto intermedio de un vuelo en crucero del Heinkel en el que se podría haber consumido una fracción del 30% del combustible total (extraído de [4]), es decir:

$$M = MZFW + M_{combustible} = MZFW + (1 - 30\%) \cdot (MTOW - MZFW) = 2440kg$$

### 3.3.4 Descripción del procedimiento de ejecución. Mallado, simulación y resultados

En este apartado se va a describir el procedimiento que se va a seguir, detallando los pasos que se van a dar, así como la configuración del software para llevar a cabo los ensayos.

El proceso descrito de manera secuencial es el siguiente:

1. En primer lugar, se importa el modelo procedente de CATIA en Solidworks:

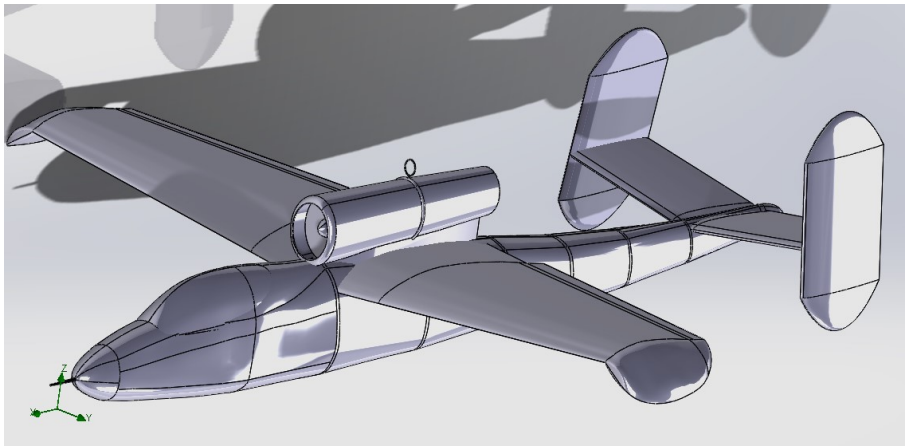


Figura 3.10 Modelo importado en Solidworks.

2. Una vez importado, se accede al módulo de *Flow Simulation* para configurar los parámetros de simulación.
3. A continuación, se selecciona la opción Wizard para crear un nuevo proyecto.

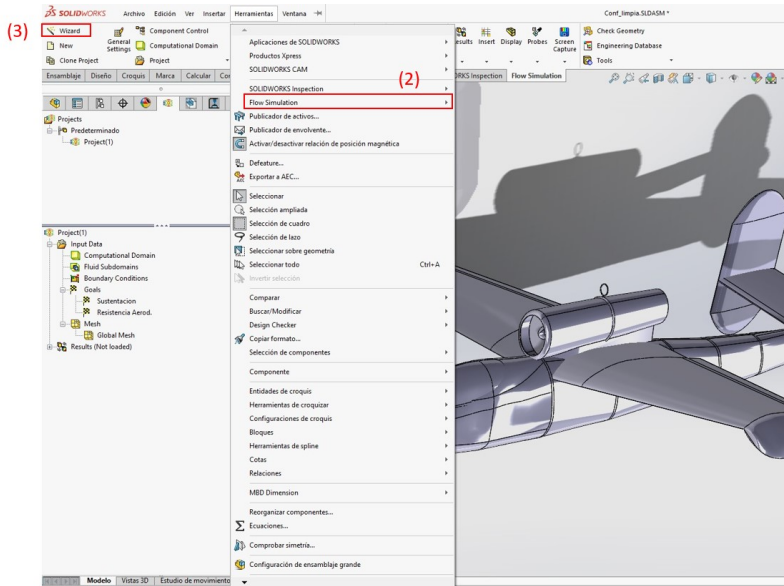


Figura 3.11 Selección de *Flow Simulation* y nuevo proyecto.

- Tras haber creado el nuevo proyecto, se abre la ventana de configuración para simular. En primer lugar, hay que seleccionar las unidades de trabajo (en este caso se deja por defecto las del Sistema Internacional):

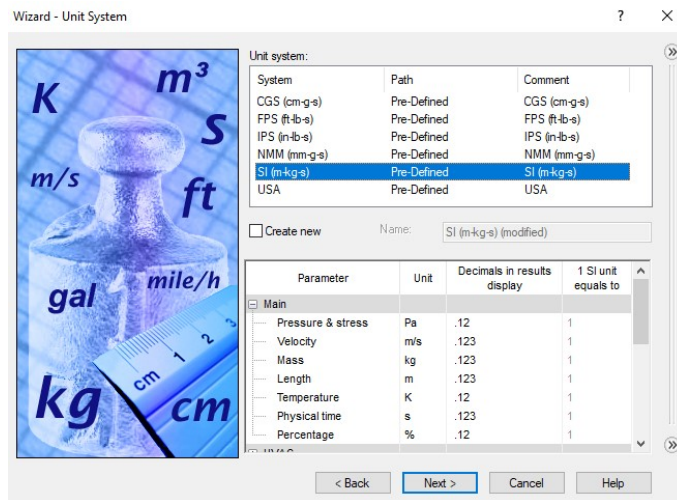


Figura 3.12 Unidades de trabajo.

5. El siguiente paso es determinar el tipo de análisis que se quiere hacer.

En este caso, se trata de un análisis de flujo externo sobre un cuerpo, por lo que se selecciona dicha opción excluyendo los espacios internos:

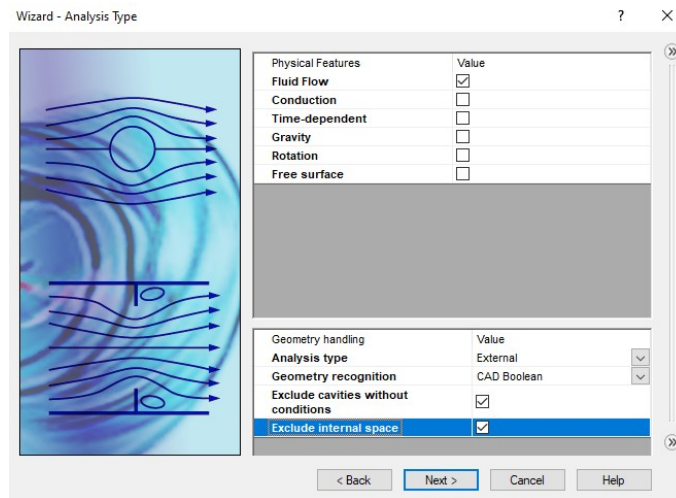


Figura 3.13 Análisis sobre el cuerpo.

6. Una vez determinado el tipo de análisis, hay que seleccionar el fluido de trabajo. En este caso y dada la naturaleza del problema, el fluido de trabajo es el aire:

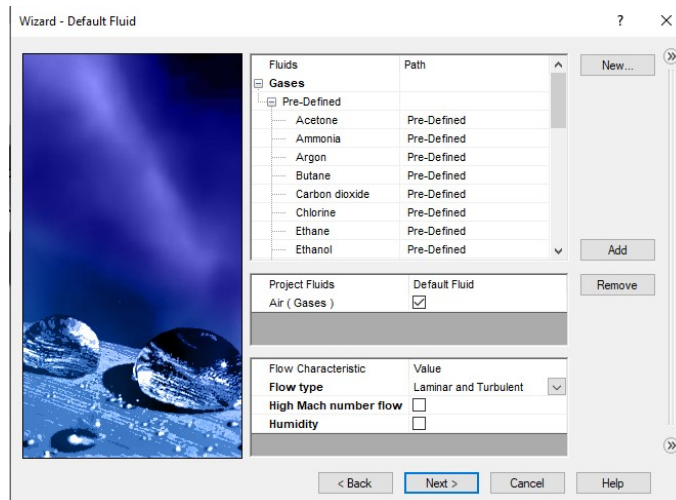
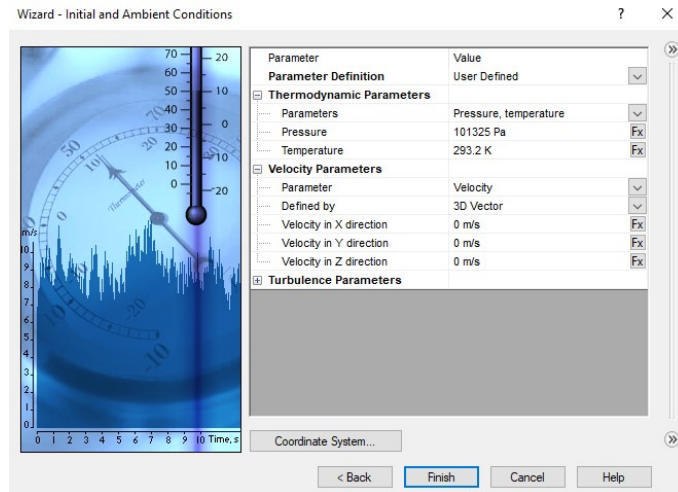


Figura 3.14 Fluido de trabajo.

7. A continuación, habrá que seleccionar las propiedades de la condición de contorno tipo *Wall*. Esta trata de establecer que la velocidad del fluido en la superficie de la aeronave sea nula.

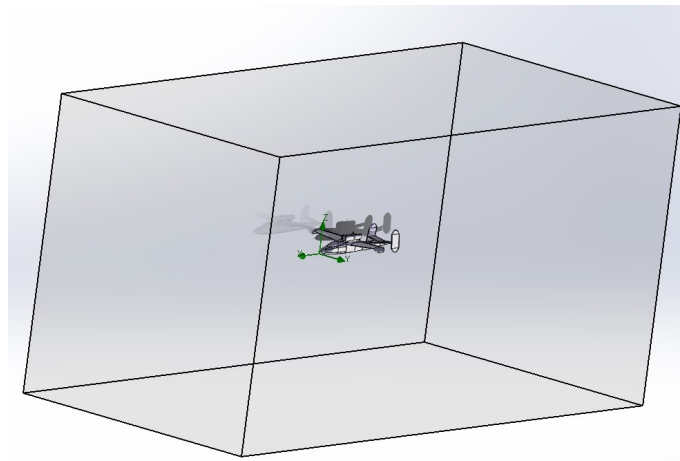
Esta opción se deja por defecto como tiene Solidworks.

8. Como último paso, se establecen las condiciones iniciales y de contorno muy lejos de la aeronave. Estos son los parámetros que habrá que modificar para hacer las iteraciones en las simulaciones futuras:



**Figura 3.15** Condiciones iniciales y de contorno.

9. Una vez queda configurada la simulación, se genera un volumen de control de manera automática que engloba a la aeronave. Sus dimensiones podrán modificarse manualmente para hacerlo tan grande como se necesite:



**Figura 3.16** Volumen de control del fluido.

10. El siguiente paso será preparar una malla. Para ello se emplea el comando *Global Mesh*.

Tras esto hay que seleccionar el nivel de refinamiento de la malla y el factor de refinamiento de los elementos cerca de la aeronave (a mayor valor, mayor refinamiento se tiene):

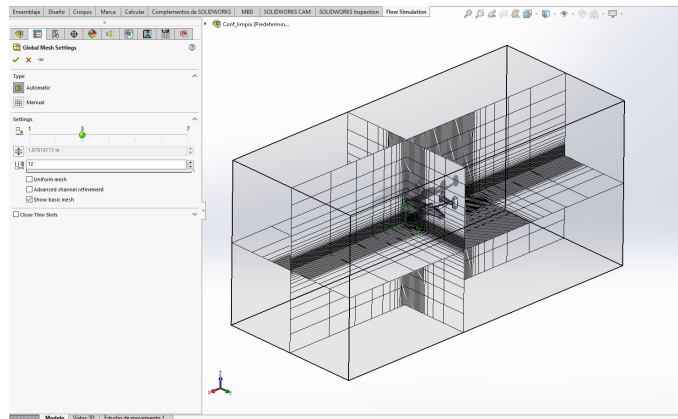


Figura 3.17 Mallado global del problema.

11. Una vez definido el mallado, habrá que seleccionar las condiciones de convergencia del software.

Aquí se podrán seleccionar variables globales (*Global Goal*) como la fuerza en los ejes X, Y y Z, la velocidad del fluido, la presión, ... o incluso establecer como condición de convergencia una ecuación que relacione magnitudes del problema (*Equation Goal*), lo cual será muy útil para calcular por ejemplo, los coeficientes aerodinámicos o la eficiencia aerodinámica.

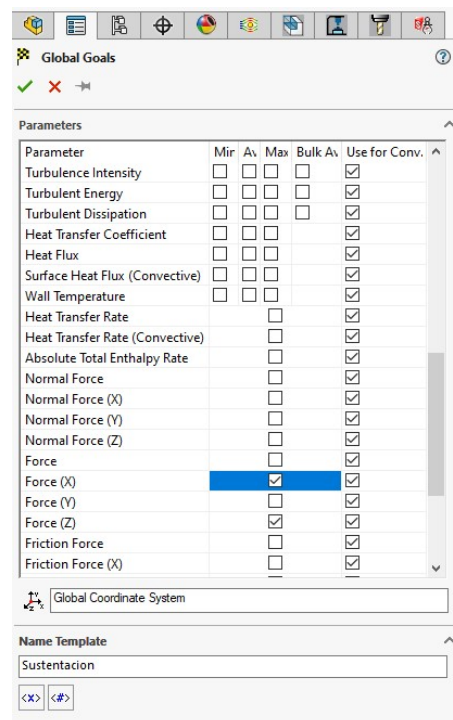
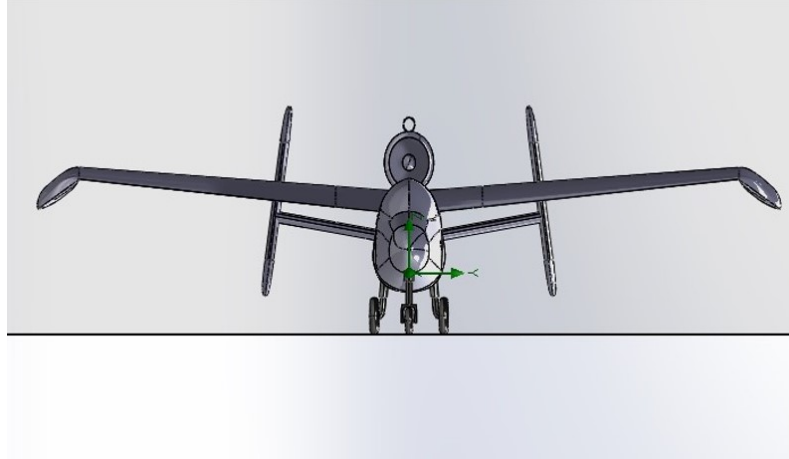


Figura 3.18 Problem Goals para la convergencia del programa.





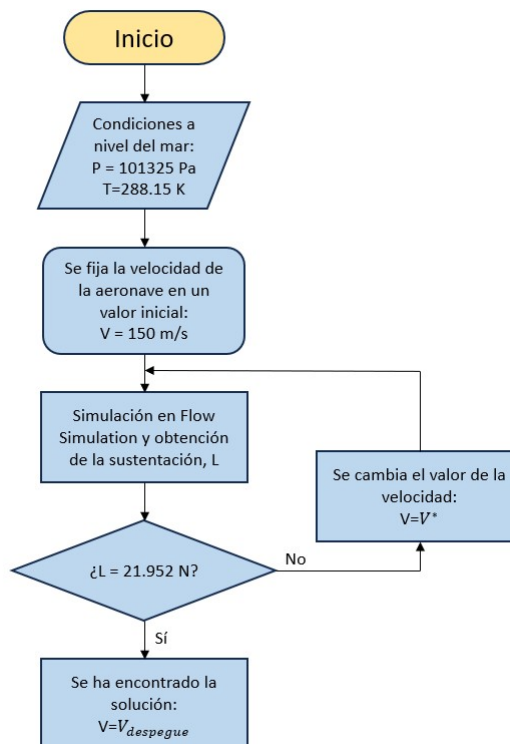


**Figura 3.21** Volumen de control para velocidad de despegue.

Una vez se tiene el volumen de control definido, el resto de pasos hasta la ejecución se hacen de la misma manera a la descrita con anterioridad.

El proceso para determinar la velocidad de despegue es un proceso iterativo en el que el parámetro que va a ir cambiando es la velocidad del fluido (la cual se establece como condición de contorno antes de la simulación). Con este valor de la velocidad, se obtendrá un valor para la sustentación que deberá coincidir con los 21952 N calculados previamente.

Este proceso se puede entender mejor a través del diagrama de flujo que se muestra a continuación:



**Figura 3.22** Diagrama de flujo para el cálculo de la velocidad de despegue.

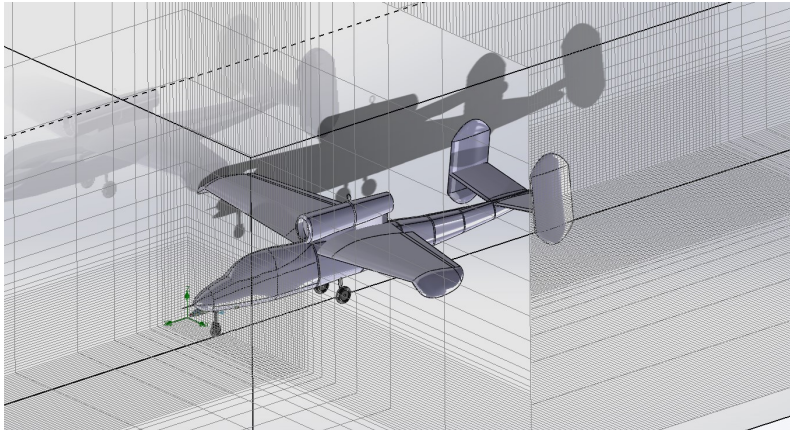
Una vez descrito el procedimiento a seguir, se va a mostrar el mallado que se ha realizado para esta

simulación. En este caso se trata de un mallado de nivel de 7 sobre 7 en lo referente a la precisión.

Además, el ratio seleccionado ha sido el mayor admitido por Solidworks, que en este caso es 10. De esta forma se tiene un mayor número de elementos en las inmediaciones del Heinkel, que lo proporcionará un resultado más cercano a la realidad.

Por otro lado, cabe destacar el hecho de que se trata de un problema simétrico respecto al plano longitudinal del avión. Es por eso que, para un nivel de refinamiento alto de la malla, como es este caso, es recomendable abordar el problema estudiando una de las mitades del avión debido a su elevado costo computacional.

El mallado resultante se puede observar en la Figura 3.23:



**Figura 3.23** Mallado para el problema de velocidad de despegue.

### 3.4.1 Resultados obtenidos

Tras llevar a cabo la simulación, se ha obtenido el siguiente resultado:

$$V_{despegue} = 193 \frac{m}{s}$$

Para ello han sido necesarias 4 iteraciones, cuyos resultados se muestran a continuación en la Tabla 3.1. Se ha tomado como criterio de convergencia aquel que hace que la diferencia relativa entre la sustentación buscada y la obtenida sea menor del 1 %:

**Tabla 3.1** Iteraciones realizadas para la velocidad de despegue.

Iter.	Vel. [m/s]	Sust. [N]	Resist. Aerod. [N]	Sust. objetivo [N]	$\Delta$ [%]	Validez
1	150	17360.89	-5413.81	27440	36.73 %	NO
2	170	22350.20	-7100.23	27440	18.55 %	NO
3	190	26540.60	-9268.12	27440	3.28 %	NO
4	193	27336.20	-9605.53	27440	0.38 %	SÍ

Se ha obtenido un valor de velocidad de despegue sin deflexión de alerones que, en comparación con la velocidad de despegue real de las aeronaves actuales (en torno a 100 m/s) es muy alto. Esto se debe a que se está considerando que el Heinkel no tiene ninguna modificación en su geometría original.

Para determinar si este valor puede considerarse válido, habría que compararlo con la velocidad máxima de la aeronave al nivel del mar, la cual es:

$$V_{max,SL} = 790 \frac{km}{h} = 219.44 \frac{m}{s}$$

Observando este valor, se puede ver cómo la velocidad que se ha obtenido para el despegue de la aeronave sin alerones es menor, por lo que, a pesar de ser un valor elevado en comparación con aeronaves actuales,

se encuentra dentro de los límites reales del caza. Es por esto que el resultado del ensayo se puede dar por válido.

### 3.5 Problema 2: Techo de vuelo de la aeronave

Al igual que con el problema anterior, se tiene un procedimiento iterativo en el que la nueva variable que se va a modificar es la altitud de vuelo de la aeronave, y, en consecuencia, las propiedades del aire que fluye alrededor de la misma.

Para determinar las condiciones de presión y temperatura a una cierta altitud, se emplea el modelo de atmósfera ISA (*International Standard Atmosphere*), el cual partiendo de la temperatura en la superficie terrestre, es capaz de modelar el resto de variables termodinámicas del aire a medida que la altitud aumenta. Las expresiones para la presión, temperatura y densidad son las siguientes:

$$T(h) = T_0 + a \cdot (h - h_0)$$

$$p(h) = p_0 \left( \frac{T(h)}{T_0} \right)^{-\frac{g}{aR}}$$

$$\rho(h) = \rho_0 \left( \frac{T(h)}{T_0} \right)^{-1 - \frac{g}{aR}}$$

Donde  $h$ , es la altitud en km y  $a$ , es el gradiente térmico, cuyo valor dependerá de la capa de la atmósfera en la que nos encontremos. Para este caso de estudio, los aviones de la Segunda Guerra Mundial volaban en la capa de la troposfera, por lo que el valor del gradiente térmico respecto a la altitud es constante y de valor:

$$a_{troposfera} = -6.5 \frac{K}{km}$$

Por otro lado, se tienen los siguientes valores para las magnitudes en la superficie terrestre (indicadas con el subíndice,  $X_0$ ) en la Tabla 3.2:

**Tabla 3.2** Valores iniciales del modelo de atmósfera estándar, ISA.

Magnitud	Valor	Unidad
$T_0$	288.15	K
$p_0$	101325	Pa
$\rho_0$	1.225	kg/m <sup>3</sup>

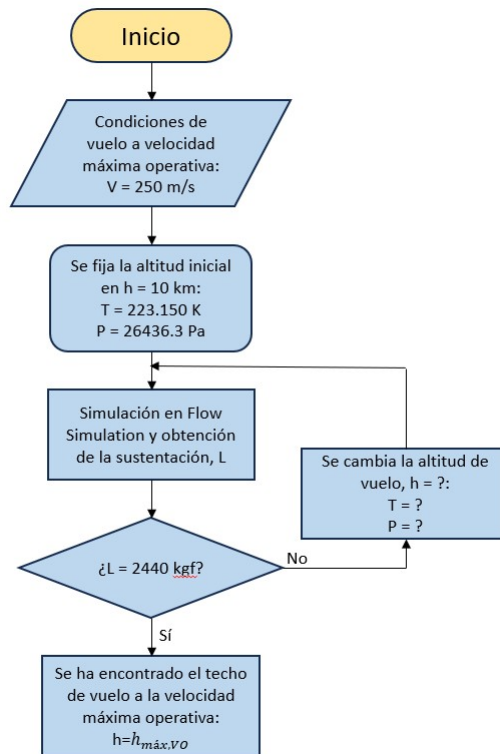
Por otro lado, los valores de  $g$  y  $R$  son la gravedad y la constante de los gases ideales respectivamente. Sus valores se pueden observar a continuación, en la Tabla 3.3:

**Tabla 3.3** Constantes del modelo de atmósfera ISA.

Magnitud	Valor	Unidad
$R$	287	m <sup>2</sup> /(s <sup>2</sup> ·K)
$g$	9.8	m/s <sup>2</sup>

Una vez descrito el modelo de atmósfera que se va a emplear, cabe destacar que Solidworks lo tiene introducido en su base de datos. Esto quiere decir que a la hora de seleccionar las condiciones no perturbadas del fluido (como se mostró en la Figura 3.14), se pueden obtener la temperatura, presión y densidad a través de la altitud.

El procedimiento que se va a seguir para determinar el techo de vuelo, se puede observar en la Figura 3.24:



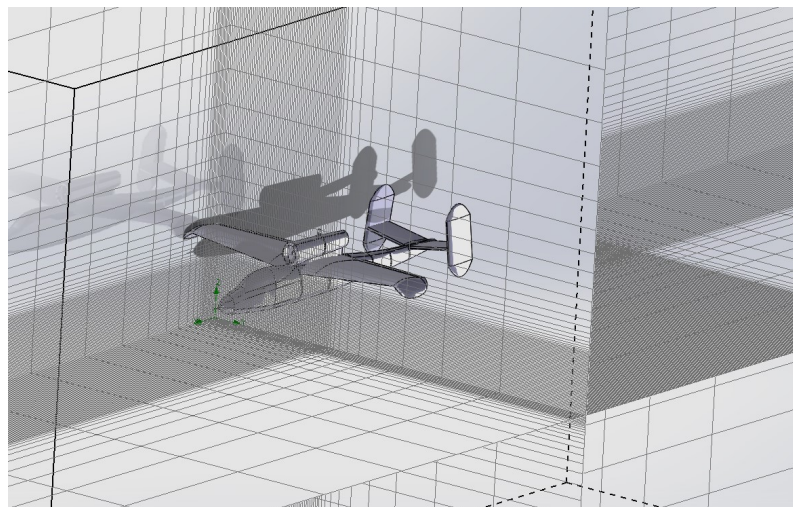
**Figura 3.24** Diagrama de flujo para el cálculo del techo de vuelo.

Una vez descrito el procedimiento, se procede a establecer los parámetros de configuración de la simulación.

En primer lugar, y, al igual que en el estudio anterior, se ha seleccionado un nivel de 7 sobre 7 en el mallado, con un ratio de 10 (recordar que es el máximo permitido por Solidworks), con la finalidad de obtener una mayor precisión en las inmediaciones del caza.

Nuevamente, debido al alto nivel de precisión de la malla, es recomendable estudiar el problema simétrico, de tal forma que el coste computacional y, en consecuencia, el tiempo de ejecución disminuyan.

El mallado para este problema se observa a continuación, en la Figura 3.25:



**Figura 3.25** Mallado para el problema del techo de vuelo.

### 3.5.1 Resultados obtenidos

Tras llevar a cabo la simulación, se ha obtenido que el techo de vuelo de la aeronave se encuentra en:

$$h_{max,VO} = 5750 \text{ m}$$

Para ello han sido necesarias 5 iteraciones que se muestran en la Tabla 3.4. El criterio de convergencia para este proceso iterativo ha sido el mismo que para el caso anterior, esto es, obtener una diferencia relativa entre la sustentación obtenida en *Flow Simulation* y la sustentación buscada, que sea menor del 1 %.

Como se ha mostrado en la Subsección 3.3.3, la sustentación necesaria, asumiendo que el Heinkel ha consumido 30% del combustible, es de 2440 kg, que expresada en el SI:

$$L = 2440 \text{ kg} \cdot 9.8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 23912 \text{ N}$$

Finalmente, los resultados obtenidos han sido los siguientes:

**Tabla 3.4** Iteraciones realizadas para el techo de vuelo.

Iter.	Alt. [m]	Sust. [N]	Resist. Aerod. [N]	Sust. objetivo [N]	$\Delta$ [%]	Validez
1	10.000	8757.98	-7577.53	23912	63.37 %	NO
2	7000	15126.40	-9535.01	23912	36.74 %	NO
3	5000	27538.50	-11746.20	23912	15.17 %	NO
4	5600	21354.30	-10721.10	23912	10.70 %	NO
5	5750	23903.73	-10995.39	23912	0.03 %	SÍ

Si se comparan los resultados obtenidos con la velocidad máxima operativa de la aeronave:

$$V_{mo} = 900 \frac{\text{km}}{\text{h}} \text{ a } 5600 \text{ m}$$

Se puede comprobar como el techo de vuelo obtenido para esa velocidad es mayor que el dato que se acaba de mostrar.

El resultado obtenido concuerda con las especificaciones técnicas ya que, las condiciones de operación de la aeronave deben situarse siempre por debajo de las prestaciones máximas de la misma, esto es, la aeronave opera siempre lo suficientemente lejos de sus condiciones límite para que el piloto tenga margen suficiente de reacción en caso de que se acercase puntualmente a dichos límites.

### 3.6 Problema 3: Análisis aerodinámico del flujo alrededor de la aeronave

Este problema, a pesar de que parte de los resultados que se han obtenido en el problema anterior, se ha considerado de manera separada ya que el análisis aerodinámico tiene muchos enfoques diferentes, que interesan afrontar de manera separada.

En primer lugar, se van a presentar los principios de la mecánica de fluidos que son aplicables a este problema.

#### 3.6.1 Mecánica de fluidos aplicada. Generación de la sustentación

Como se acaba de mencionar, esta sección tiene como objetivo presentar los fundamentos teóricos que explican el comportamiento del fluido alrededor de la geometría alar. Toda la información de esta sección, se ha extraído de [5] y [6].

En primer lugar, se debe mencionar la **sustentación**, que se define como la componente normal a la velocidad del flujo de la fuerza global que el fluido ejerce sobre el cuerpo. Su valor, en módulo, es mucho mayor que el de la componente paralela a la velocidad del aire, la resistencia aerodinámica.

La generación de sustentación se explica a través de dos principios básicos:

- **Pcpo. Bernoulli:** "dentro de un volumen de control de un fluido, la suma de presión estática y la presión dinámica se conserva".

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 = cte.$$

Donde:

- $p$ : presión estática
- $\frac{1}{2}\rho v^2$ : presión dinámica

Debido a la geometría del ala, ocurre que en la parte superior de la misma (extradós), el fluido se acelera, por lo que pierde presión, mientras que en la parte inferior (intradós) la presión del fluido aumenta, disminuyendo entonces su velocidad.

- **Pcpo. acción-reacción:** una vez que las partículas de aire han recorrido tanto el extradós como el intradós del perfil y se encuentran al final del mismo, son deflectadas hacia abajo. Esta acción del perfil sobre el fluido, se traduce en una acción idéntica del fluido hacia el perfil, es decir, el perfil siente una fuerza que lo impulsa hacia arriba.

Como se acaba de explicar, la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós del ala es responsable de que se genere sustentación. Una manera de medir la variación relativa entre las presiones de estas dos caras del ala es a través del **coeficiente de presiones 3D** el cual se define como:

$$C_p(x,y) = \frac{p^+(x,y) - p^-(x,y)}{\frac{1}{2}\rho v^2}$$

Donde  $(x,y)$  son las coordenadas usadas en un sistema de ejes local ligado al propio ala de forma que:

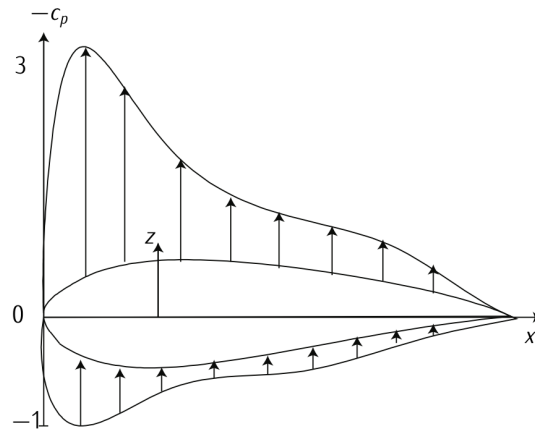
- $x$ : coordenada longitudinal (mide la cuerda del ala).
- $y$ : coordenada transversal (mide la envergadura del ala).

Otra manera de estudiar esta diferencia relativa de presiones, es a través de un análisis sección a sección a lo largo de la envergadura, es decir, para un valor de coordenada  $x$  y determinado. Este nuevo coeficiente bidimensional se llama, **coeficiente de presiones 2D**, y tiene la siguiente expresión:

$$c_p(x) = \frac{p^+(x) - p^-(x)}{\frac{1}{2}\rho v^2}$$

A lo largo del perfil alar, el coeficiente de presiones tiene la siguiente forma:

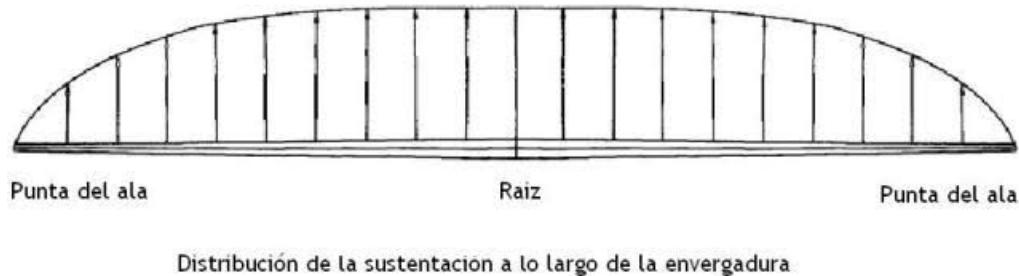




**Figura 3.26** Ejemplo de distribución de presiones a lo largo de un perfil alar.

Nótese que atendiendo a la definición de  $C_p$  y de  $c_p$ , este va a adquirir un valor negativo ya que la presión en intradós (representada por  $p^-$ ) es mayor que la presión en extradós (representada por  $p^+$ ). De ahí que típicamente se represente  $-c_p$ .

La distribución de presiones resultante sobre el ala, va a dar lugar a una **distribución de sustentación elíptica**. Como se puede ver en la Figura 3.27, esta es menor a medida que nos acercamos a las puntas de las alas, porque la diferencia entre las presiones en el intradós y en el extradós del ala en esas zonas, es menor.



**Figura 3.27** Ejemplo de distribución de sustentación a lo largo de la envergadura alar.

### Flujo alrededor de la aeronave

Una vez descrito el mecanismo de generación de sustentación de la aeronave, es muy interesante también centrarse en las propiedades del flujo que circula alrededor de la aeronave.

Dos de las condiciones que se dan en el estudio de un fluido que circula alrededor de un cuerpo sólido, son las condiciones de impenetrabilidad y de no deslizamiento:

- **Condición de impenetrabilidad:** por la que el fluido no puede atravesar las paredes del sólido, es decir, la velocidad normal del fluido tiene que ser nula:  $v_n = 0$
- **Condición de no deslizamiento:** por la que la velocidad tangencial del fluido en las paredes del sólido es nula, es decir, el aire no desliza sobre las paredes de la aeronave:  $v_t = 0$

Con estas dos condiciones, se debe cumplir entonces que la velocidad del fluido en las paredes del Heinkel, tiene que ser nula.

Cabe destacar, que estas condiciones solo aplican a las interfaces fluido-sólido y no al resto del dominio fluido afectado por la presencia de la aeronave.

En otras zonas de dicho volumen, como puede ser la **estela fluida**, la velocidad del aire no puede ser nula, ya que las partículas presentan una aceleración impuesta por el ala al ser eyectadas aguas abajo en la punta de la misma. La estela fluida es una zona que se encuentra tras el ala en la que el fluido que hay en ella, ha variado sus propiedades debido a la acción que la presencia del ala ha tenido sobre ellas.

La estela se encuentra presente en cualquier fluido que ha sido atravesado por un cuerpo, como por ejemplo el mar cuando un barco navega, tal y como se muestra en la Figura 3.28:



**Figura 3.28** Ejemplo de estela fluida en el mar.

Por otro lado, otra de las características del flujo alrededor de una aeronave es la generación de **torbellinos de punta de ala**. Estos torbellinos son la consecuencia de que las alas tengan una longitud finita.



**Figura 3.29** Ejemplo de torbellinos de punta de ala.

Los vórtices se generan debido a la diferencia de presiones que hay entre el flujo en el extradós y en el intradós cuando están en la punta del ala. Por condición de contorno de borde libre, la presión en esa zona debe ser igual en ambas caras del ala. Para que eso ocurra, y debido a que se tiene menor presión arriba, se va a producir una succión del aire desde el intradós hacia el extradós, que justifica la forma de estos torbellinos.

### Resistencia aerodinámica. Eficiencia aerodinámica

Por último, y aunque se lleva mencionando a lo largo de toda la memoria, es necesario describir la otra componente de la fuerza que el fluido ejerce sobre el avión, es decir, la **resistencia aerodinámica**.

Como se ha descrito anteriormente, se trata de la componente tangencial de dicha fuerza resultante. Su valor, aunque en módulo mucho menor que la sustentación, también va a depender de la velocidad de la aeronave al igual que ocurría con esta.

La relación existente entre la sustentación que una aeronave es capaz de generar a una cierta velocidad y la resistencia aerodinámica en esas mismas condiciones se conoce como **eficiencia aerodinámica**, y su expresión es la siguiente:

$$E = \frac{L}{D}$$

A día de hoy, la eficiencia aerodinámica no supone un gran avance para los aviones ya que está muy maximizada, pero un valor elevado de esta, implica que para una sustentación dada, la resistencia aerodinámica generada es menor, por lo que el empuje generado por la aeronave será menor, y, en consecuencia, el gasto de combustible disminuye también.

#### 3.6.2 Configuración de Flow Simulation

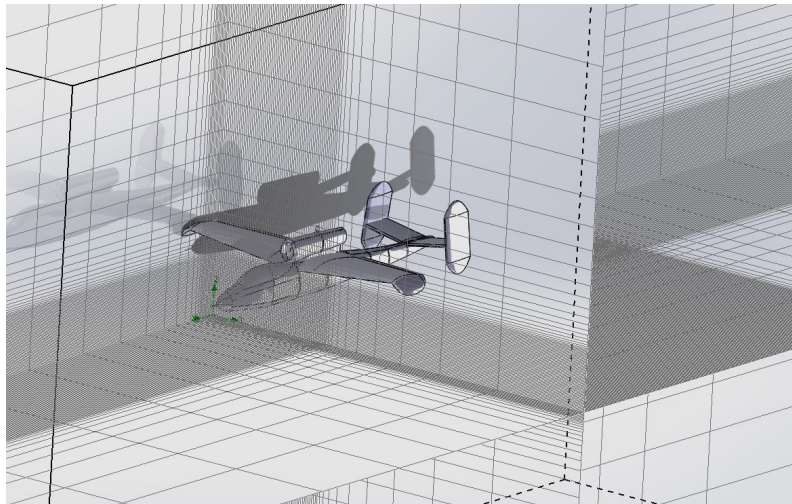
En este caso y, a diferencia de los problemas anteriores, no se trata de un proceso iterativo. Se va a partir de las condiciones en el techo de vuelo obtenidas en la Sección 3.5:

$$h = 5750 \text{ m}$$

$$V = 900 \frac{\text{km}}{\text{h}}$$

Una vez definidas las condiciones de simulación, se procede a generar un mallado. De igual forma que antes, se selecciona un nivel de precisión de 7 y un ratio de 10.

Estudiando de nuevo el problema simétrico se tiene el siguiente mallado:



**Figura 3.30** Mallado para el análisis aerodinámico en el techo de vuelo.

En este caso, y tras haber completado la simulación de varios problemas, se ha observado que las fuerzas de sustentación y resistencia aerodinámica son variables de control poco acertadas para comprobar la convergencia ya que hay mucha diferencia de valor entre ambas y, según los ejes de coordenadas de Solidworks, tienen signo diferente.

Estas diferencias provocan un mayor tiempo de convergencia de las variables y, por lo tanto, se tiene un tiempo de simulación mayor. Es por eso que se ha decidido cambiar dichas variables de simulación por los coeficientes de sustentación y de resistencia aerodinámica (los cuales se definen más adelante en la Sección 3.7).

Para ello es necesario establecer *Equation Goals* de la siguiente forma:

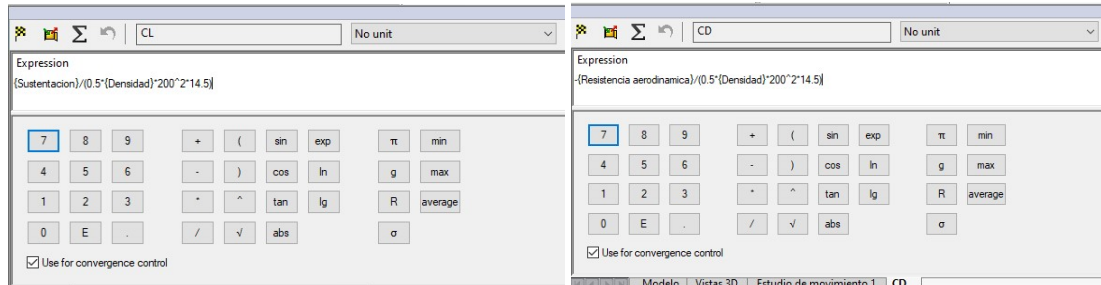


Figura 3.31 *Equation Goals* de  $C_L$  (izq.) y  $C_D$  (der.) en *Flow Simulation*.

### 3.6.3 Resultados obtenidos

A continuación, se procede a mostrar los resultados obtenidos tras la simulación para el estudio aerodinámico en el techo de vuelo.

#### Distribución de presiones

En primer lugar, se van a representar las distribuciones de presiones en el extradós e intradós del ala. Para ello, se emplea la función *Surface Plot* seleccionando como elementos de aplicación, las caras del ala.

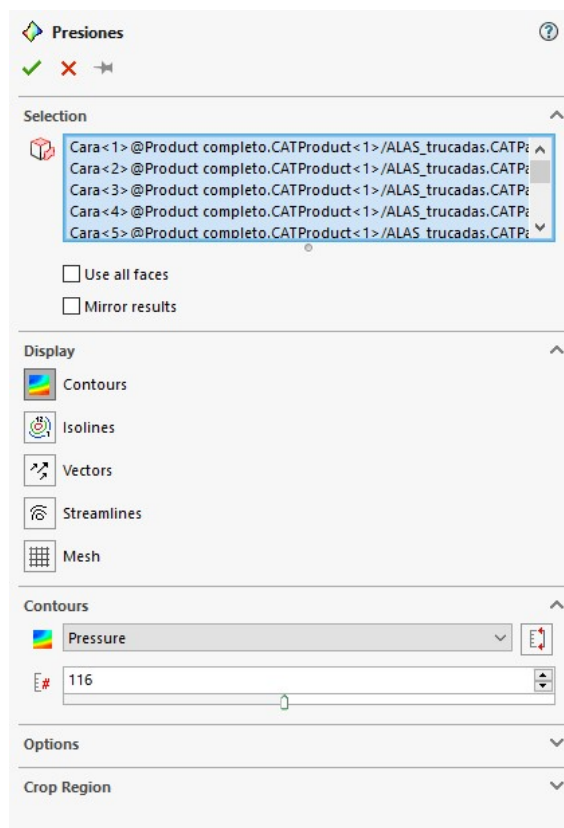
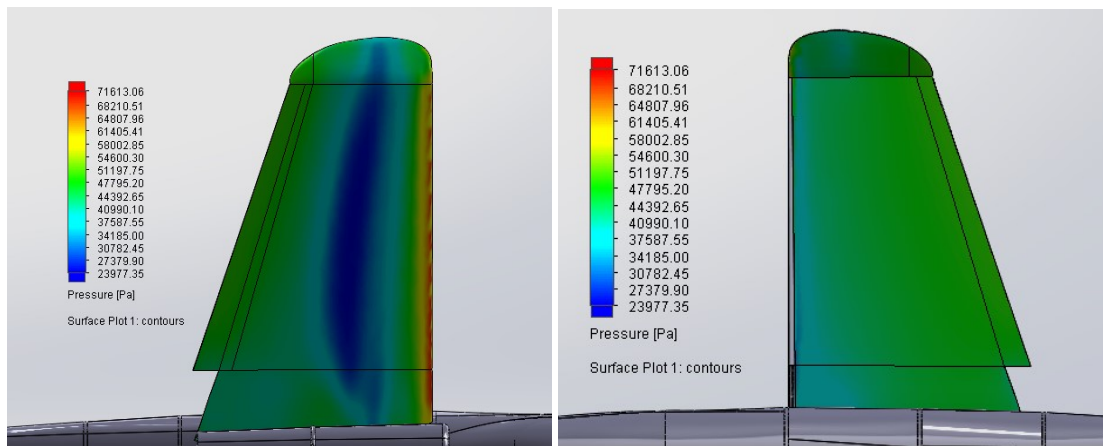


Figura 3.32 *Surface Plot* de la distribución de presiones en *Flow Simulation*.

La distribución resultante aparece en la Figura 3.33:



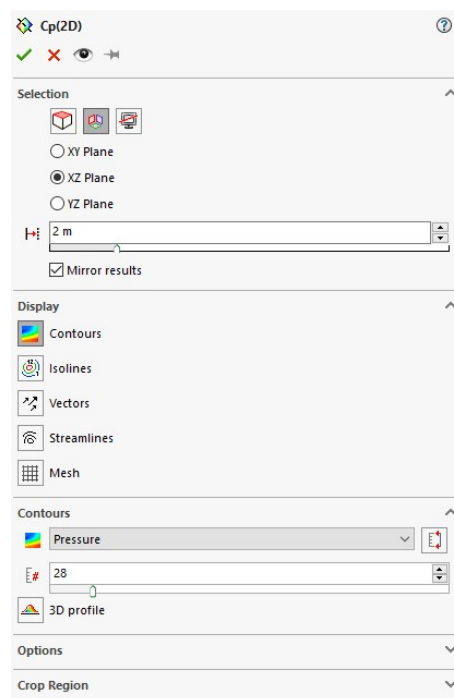
**Figura 3.33** Distribución de presiones en el extradós (izq.) e intradós (der.) del ala.

Se puede observar a través de la gama de colores, tal y como cabía de esperar, como en el extradós del ala se producen succiones (disminución de la presión), mientras que en el intradós, la presión es mayor.

Por otro lado, se aprecia como en el borde de ataque la presión es máxima. Esto es debido a que se tiene un punto de remanso. En dicha zona las partículas fluidas impactan y se detienen, cambiando su energía de movimiento por energía de presión cumpliéndose de esta manera el Principio de Bernoulli.

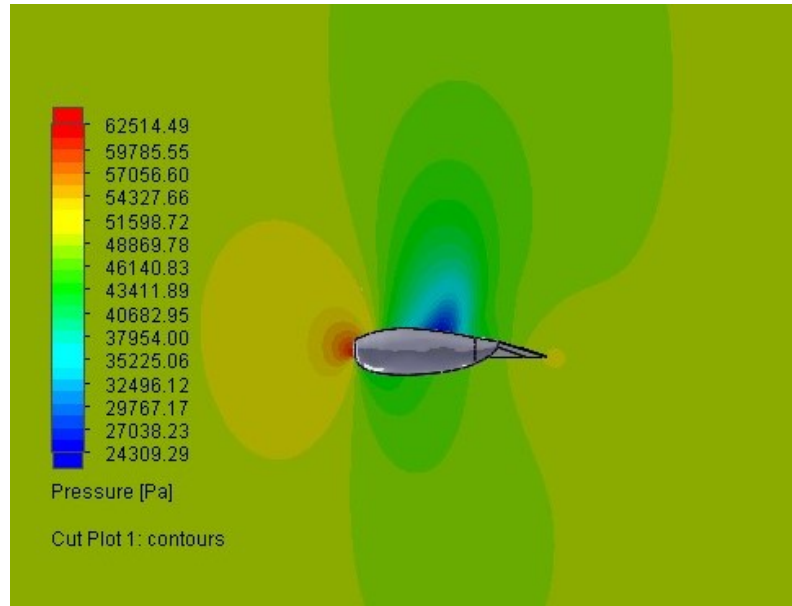
#### Distribución de presiones a lo largo del perfil

A continuación, se procede a mostrar la distribución de presiones a lo largo de la cuerda del perfil. Para ello, se hace uso de la opción *Cut Plot*, mediante la que se crea un plano que corta al ala por un punto intermedio y en él, se representa la distribución de presiones:



**Figura 3.34** *Cut Plot* de la distribución de presiones en el perfil en *Flow Simulation*.

Dicha representación gráfica se puede observar en la Figura 3.35



**Figura 3.35** Distribución de presiones a lo largo del perfil del ala.

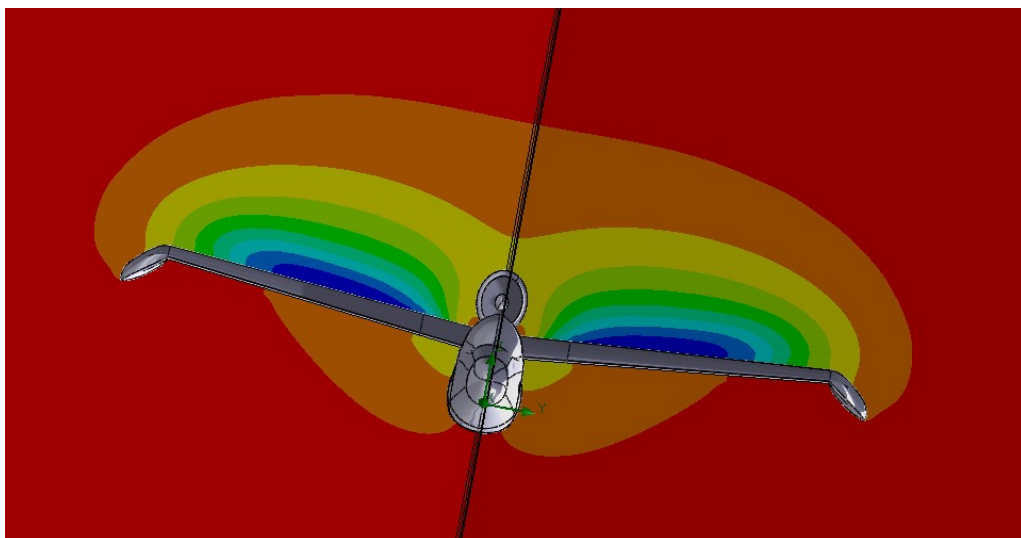
Se puede observar como se forman zonas de baja presión en el extradós del perfil, mientras que las zonas de alta presión se encuentran debajo del mismo, esta diferencia de presiones, tal y como se ha explicado en secciones anteriores, será la responsable de generar la sustentación.

Coincidiendo de igual manera que con la Figura 3.33, se aprecia como el punto de remanso en el borde de ataque, provoca que la energía de presión sea máxima en esa zona. Por otro lado, también se pueden apreciar las zonas de succión (representadas con colores fríos) del extradós del perfil y las zonas de mayor presión en el intradós del mismo (representadas con colores cálidos).

#### Distribución de sustentación elíptica

El siguiente paso es mostrar la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura del ala. Para ello, y de igual manera que para el caso anterior, se emplea la función *Cut Plot* de *Flow Simulation*.

Dicha distribución puede observarse en la Figura 3.36:



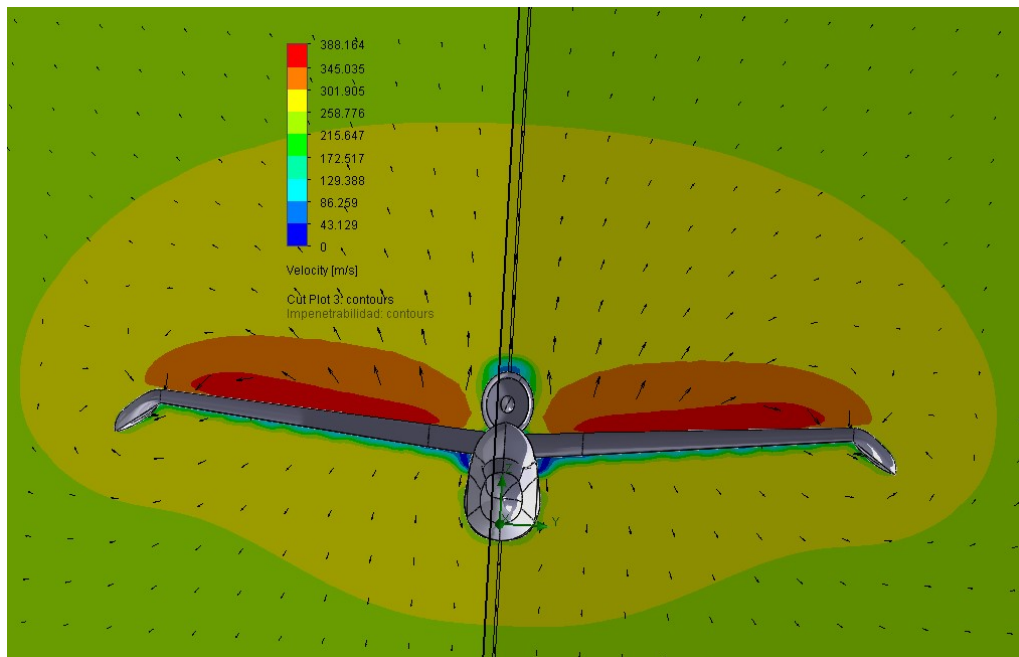
**Figura 3.36** Distribución de sustentación a lo largo de la envergadura del ala.



Se puede observar como en la zona donde se encuentra el motor, la sustentación se ve perturbada ya que este elemento actúa más como una parte resistiva (en términos aerodinámicos), provocando que la corriente esté desprendida, y, por lo tanto, la sustentación decaiga drásticamente en estas zonas.

Sin embargo, a medida que nos alejamos de la influencia del motor, se puede observar como la distribución sí que se asemeja a la mostrada previamente en la Figura 3.27, teniéndose mayor sustentación en las zonas centrales de las semialas y sustentación nula en la punta de las mismas, así como en las zonas aledañas a la góndola del motor.

Aprovechando la representación gráfica que se acaba de mostrar, se procede a comprobar de manera gráfica cómo el **Pcpo. de Bernoulli** se cumple:



**Figura 3.37** Distribución de velocidades a lo largo de la envergadura del ala.

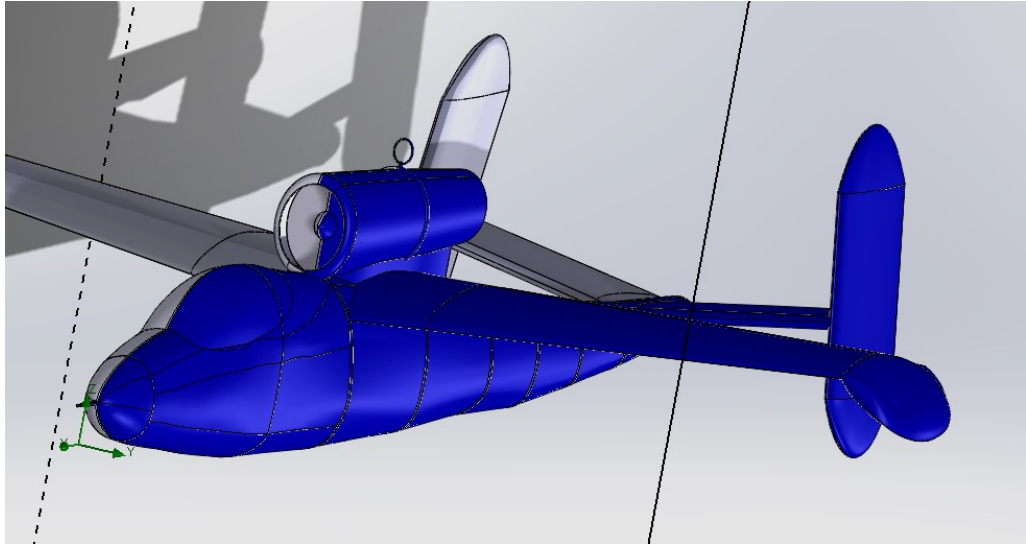
En la Figura 3.37 se puede observar que efectivamente, tal y como era de esperar, en las zonas de mayor presión la velocidad del fluido es menor, debido a que este cambia el tipo de energía que posee, transformando la energía cinética inicial, en energía de presión a medida que recorre la cuerda de ala. Como también era esperado, en las zonas de menor presión ocurre el fenómeno inverso, por el que el aire transforma la energía de presión inicial en energía cinética.

En esta última figura, se puede observar representado mediante vectores, la dirección del campo de velocidades. Se aprecia claramente, aunque se observará más adelante, cómo la diferencia de presiones entre el intradós y el extradós en la punta de las semialas, provoca el rebordeo de la corriente.

### Condición de impenetrabilidad y no deslizamiento

Tal y como se ha explicado previamente, se deben de cumplir las condiciones de impenetrabilidad y de no deslizamiento en la superficie del Heinkel. Para ello se representa la velocidad del fluido mediante la función *Surface Plot*, en todas las caras de la aeronave.

El resultado se puede observar en la Figura 3.38:



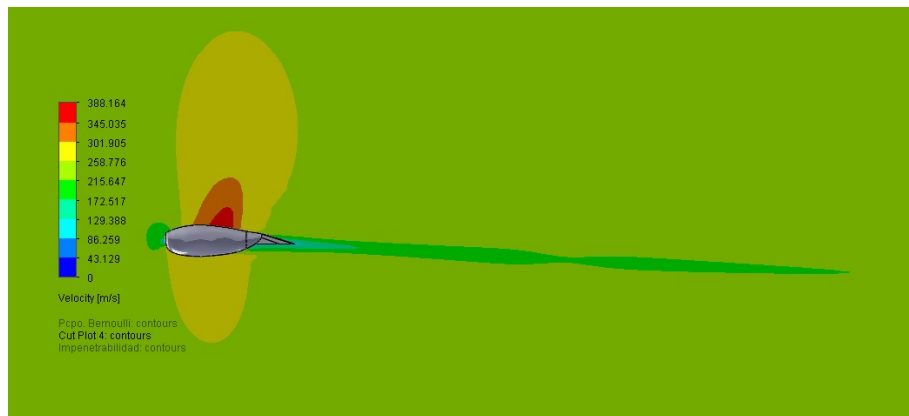
**Figura 3.38** Velocidad del fluido en las paredes del Heinkel He 162 Volksjäger.

Se puede comprobar observando la figura anterior, que la velocidad absoluta del fluido en las paredes del Heinkel es nula. La única manera de que eso ocurra es que simultáneamente sean nulas la velocidad normal a la superficie de la aeronave, así como la velocidad de deslizamiento en las paredes de la misma.

De esta forma, se puede asegurar que las condiciones de impenetrabilidad y de no deslizamiento se están cumpliendo tal y como se esperaba.

#### Estela fluida

A continuación, se procede a representar el campo de velocidades del fluido en una sección del ala, de manera que se pueda comprobar la presencia de la estela fluida. Para ello se emplea la función *Cut Plot* de *Flow Simulation*:



**Figura 3.39** Campo de velocidades alrededor del perfil alar.

En la Figura 3.39 se puede observar cómo la presencia de la aeronave provoca una alteración de las propiedades del fluido que atraviesa.

Esta zona se caracteriza porque las partículas del fluido adquieren velocidad tras ser eyectadas aguas abajo, por lo que, cumpliéndose el principio de Bernoulli, se va a generar una pequeña depresión en dicha zona.

Es muy importante tener caracterizado el campo de velocidades en la estela fluida ya que podría llegar a ser peligroso si otra aeronave está volando justo detrás de otra. La distorsión en el campo de velocidades que percibe la segunda aeronave provoca también oscilaciones en el ángulo de ataque de la misma, lo que a su



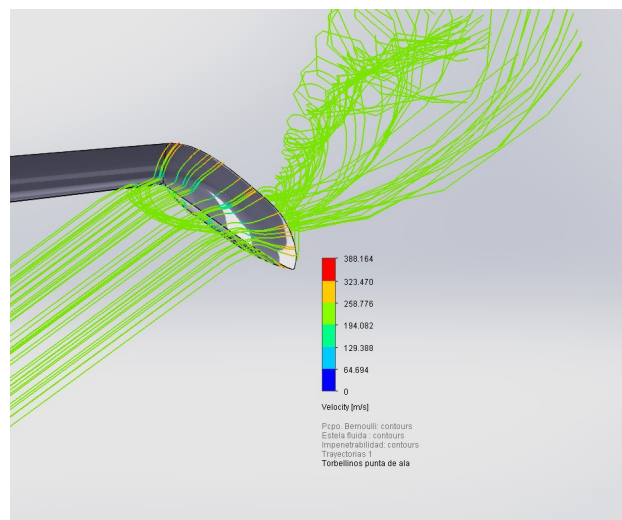
vez afecta a la sustentación. Esto, si las variaciones son muy grandes, podría provocar que el piloto del avión de detrás pierda el control y se produzca un accidente.

### Torbellinos de punta de ala

Otra de las características del flujo alrededor de la aeronave es la generación de vórtices en las puntas del ala, debido a la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós de la misma.

Esta diferencia de presiones va a dar lugar a un rebordeo de la corriente desde intradós hacia extradós que, una vez son eyectadas las partículas fluidas, adquieren forma de torbellino.

Las trayectorias de las partículas fluidas se pueden observar en la Figura 3.40:



**Figura 3.40** Rebordeo de la corriente en la punta de ala.

Tal y como se ha avanzado anteriormente al mostrar el campo de velocidades mediante vectores en la Figura 3.37, la diferencia de presiones entre el intradós y el extradós del ala se observa a través de los torbellinos de punta de ala, los cuales son consecuencia del rebordeo de la corriente.

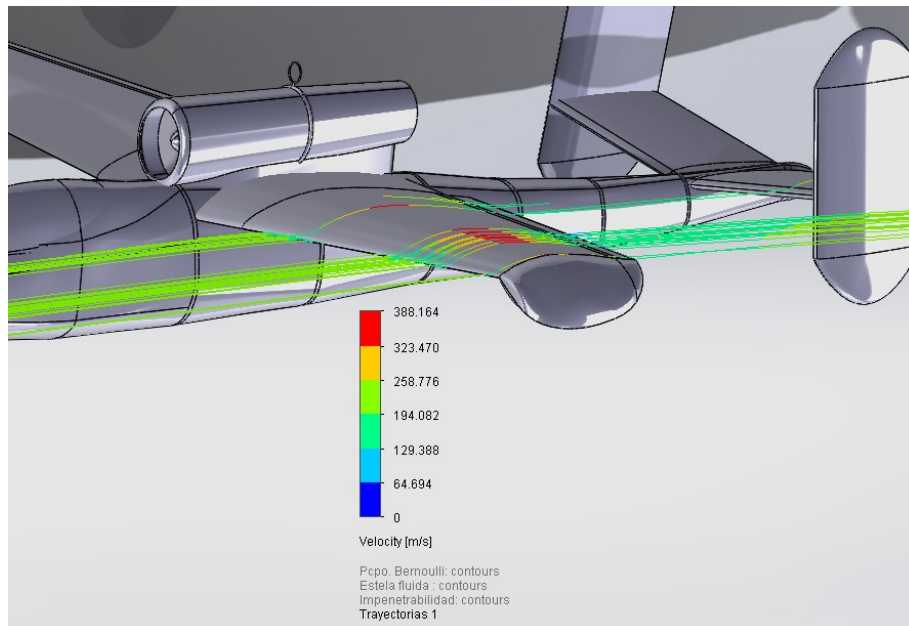
La intensidad de los torbellinos depende de muchos factores como la velocidad de vuelo, la altitud o, el tamaño de la aeronave, siendo este último un factor que engloba a los anteriores y que, por lo tanto, se de mayor importancia.

A mayor intensidad de torbellino, más peligro puede tener una aeronave que esté volando por detrás, ya que el campo de velocidades del fluido que ve, estará más perturbado. Esto puede dar lugar, al igual que una estela fluida de alta intensidad, a la pérdida de control de la aeronave y, en consecuencia, un accidente.

### Adherencia del flujo. Resistencia aerodinámica

Finalmente, se procede a mostrar las trayectorias del fluido a través de líneas de corriente sobre la aeronave. Esta representación va a demostrar que la corriente permanece adherida a la superficie del Heinkel, lo que da lugar a una generación eficiente de sustentación y de resistencia aerodinámica.

Las trayectorias se pueden observar en la Figura 3.41:

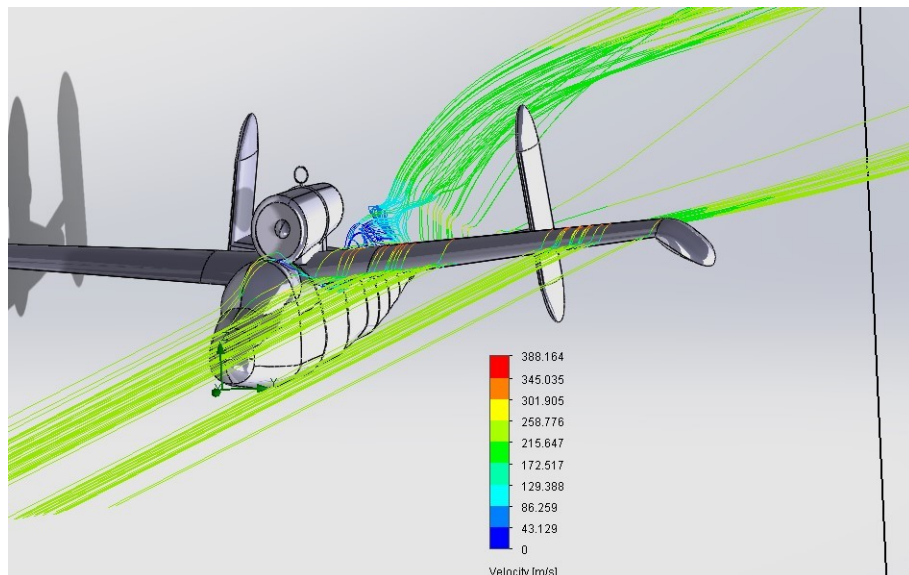


**Figura 3.41** Flujo adherido a la superficie del Heinkel.

Se puede observar como la corriente permanece adherida en las zonas del ala alejadas de la influencia del motor. Esto ocurre cuando la aeronave vuela a ángulos de ataque bajos, donde la teoría aerodinámica es válida ya que el ala se puede considerar como un elemento fuselado y no como un objeto romo.

Que la corriente permanezca adherida es sinónimo de que la aeronave está generando sustentación de manera eficiente y que permanece dentro de su envolvente de maniobra.

Por otro lado, si se representan ahora las trayectorias del fluido teniendo en cuenta las zonas afectadas por este se obtiene la representación de la Figura 3.42:



**Figura 3.42** Trayectoria de las partículas fluidas.

Sin embargo, y tal y como era de esperar, el motor es un elemento poco eficiente aerodinámicamente, por lo que su presencia va a alterar en gran medida las características del flujo alrededor de la aeronave, lo que provoca, tal y como se ha observado en la Figura 3.36 con anterioridad, que contribuye negativamente a la

generación de sustentación, y, por tanto, a la eficiencia aerodinámica.

Como se observará en la Sección 3.7, el motor va a ser un elemento crítico a la hora de caracterizar el comportamiento del Heinkel al variar su ángulo de ataque debido a la perturbación que provoca en el campo fluido que circula por el ala.

### 3.7 Problema 4: Curva de sustentación y polar parabólica

Finalmente, y tras haber estudiado las características aerodinámicas del Heinkel, hay otro problema que resulta muy interesante analizar.

#### Curva de sustentación

La capacidad sustentadora de una aeronave depende de muchos factores como:

- Velocidad
- Superficie alar
- Altitud
- Ángulo de ataque ...

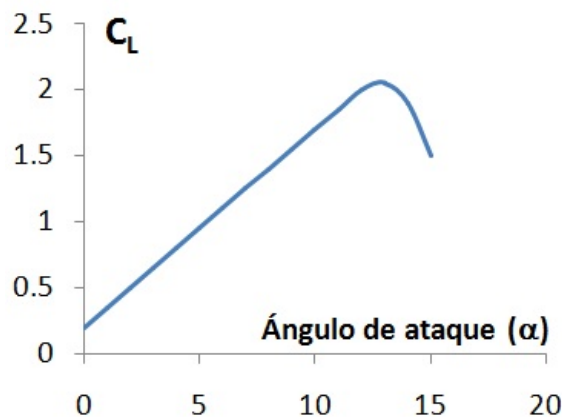
Hasta ahora, se han hecho simulaciones haciendo variaciones en la velocidad y la altitud, y, puesto que la superficie alar de la aeronave es un parámetro fijo, el siguiente paso será estudiar la influencia del ángulo de ataque.

El **ángulo de ataque** se define como el ángulo que hay entre la velocidad aerodinámica y el eje longitudinal de la aeronave. La existencia de dicha inclinación del avión respecto a la corriente incidente, provoca que la distribución de presiones sobre el perfil alar se vea modificada, y, en consecuencia, la sustentación también se ve afectada.

La influencia del ángulo de ataque se mide a través del **Coefficiente de sustentación**, el cual se define como:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

La forma típica de esta curva se muestra en la Figura 3.43:



**Figura 3.43** Coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque.

Se puede observar como, a medida que se aumenta el ángulo de ataque, la capacidad sustentadora de la aeronave también aumenta y de manera lineal, hasta que se alcanza un máximo, en el que se produce el desprendimiento de la corriente. Este fenómeno se conoce como **Entrada en pérdida**.

Este valor de ángulo de ataque crítico es muy importante, ya que una vez se alcanza, la aeronave deja de producir la sustentación necesaria para llevar a cabo la maniobra que está realizando, pudiendo provocar, en casos extremos de no ser capaz de recuperar dicha capacidad sustentadora, accidentes mortales. De ahí que sea fundamental determinar la curva característica de  $C_L$  de cada aeronave.

### Polar parabólica

Como se ha presentado en la Sección 3.6.1, un aumento de la sustentación, lleva asociado un aumento de la resistencia aerodinámica. Es necesario estudiar este incremento ya que, provoca que para una misma velocidad, la aeronave tenga que generar un mayor empuje y, en consecuencia, el gasto de combustible sea mayor para unas condiciones de vuelo a una cierta altitud.

El comportamiento de la resistencia aerodinámica se caracteriza a través del **Coefficiente de resistencia aerodinámica**, cuya expresión es:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

La relación existente entre  $C_L$  y  $C_D$  se puede observar en la Figura 3.44:

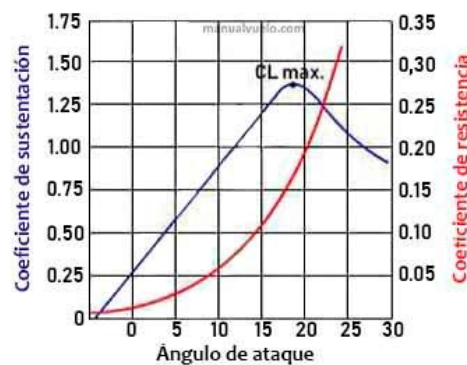


Figura 3.44  $C_D$  y  $C_L$  frente al ángulo de ataque.

Se puede observar como, la forma de la gráfica del coeficiente de resistencia tiene forma de parábola. Por ello se puede establecer una relación de este estilo entre los coeficientes de sustentación y de resistencia aerodinámica. A esta relación se le conoce como **Polar parabólica** y tiene la siguiente forma:

$$C_D = k_0(L) + k_1(L) \cdot C_L + k_2(L) \cdot C_L^2$$

Una asunción típica es considerar que los coeficientes  $k_0(L)$ ,  $k_1(L)$  y  $k_2(L)$  no dependen de la sustentación y son constantes. A la expresión resultante de esta asunción, se le conoce como **Polar parabólica de coeficientes constantes**:

$$C_D = C_{D,0} + k_1 \cdot C_L + k_2 \cdot C_L^2$$

Donde:

- $C_{D,0}$ : coeficiente de resistencia parásita
- $k_1, k_2$ : coeficientes de ajuste

La manera de obtener estos valores es haciendo un estudio para distintos ángulos de ataque, e interpolar, obteniendo una expresión única para la aeronave, en función de la configuración de la misma.

#### 3.7.1 Configuración de Flow Simulation

El objetivo de este último problema es determinar las curvas de  $C_L$  y de  $C_D$ , así como la expresión de la polar parabólica de coeficientes constantes de la aeronave en configuración limpia y en condiciones de crucero.

Para ello, el procedimiento que se va a seguir es el de hacer un barrido para diferentes valores de ángulo de ataque, (con incrementos de  $2^\circ$ ) hasta que se alcance la entrada en pérdida, y anotar los valores de  $C_L$  y  $C_D$  obtenidos para cada caso.

La configuración de *Flow Simulation* en este caso va a variar, ya que habrá que introducir el ángulo de ataque como parámetro que cambiar.

El ángulo de ataque influye en las componentes de la velocidad del flujo de tal forma que:

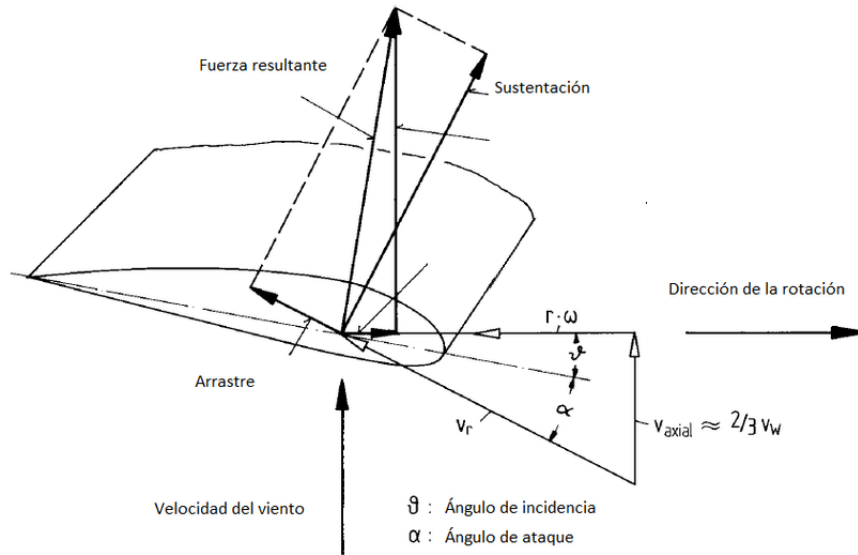


Figura 3.45 Variación de la velocidad con el ángulo de ataque.

Ahora las componentes de la velocidad se rigen por las siguientes expresiones:

$$V_x = V \cdot \cos \alpha$$

$$V_z = V \cdot \sin \alpha$$

Estas expresiones se introducen en *Flow Simulation* y se varía el ángulo de ataque de manera manual.

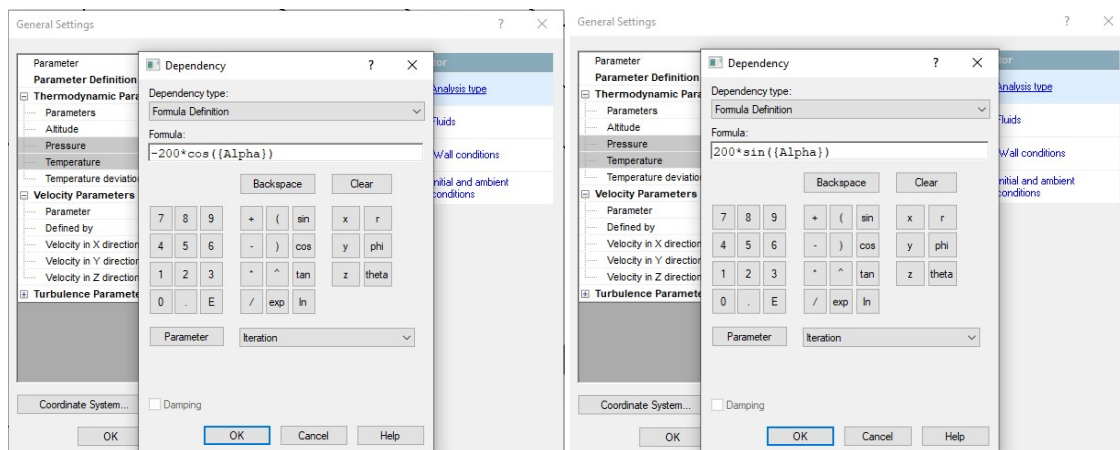


Figura 3.46 Expresiones de  $V_x$  (izq.) y  $V_z$  (der.) en *Flow Simulation*.

Por otro lado, habrá que introducir nuevas variables de convergencia, ya que el objetivo es determinar los valores de  $C_L$  y de  $C_D$ . Previamente a esto es necesario definir unas expresiones nuevas para la Sustentación y para la Resistencia Aerodinámica, ya que, como sus direcciones y sentidos están ligados a la velocidad, van

a depender del ángulo de ataque de la aeronave.

Las nuevas expresiones para estas dos fuerzas aerodinámicas, en función de las fuerzas resultantes calculadas por *Flow Simulation* son las siguientes:

$$L = F_x \cdot \sin \alpha + F_z \cdot \cos \alpha$$

$$D = F_x \cdot \cos \alpha - F_z \cdot \sin \alpha$$

Para introducir las expresiones de  $C_L$  y de  $C_D$ , es necesario añadir *Equation Goals* de la siguiente manera:

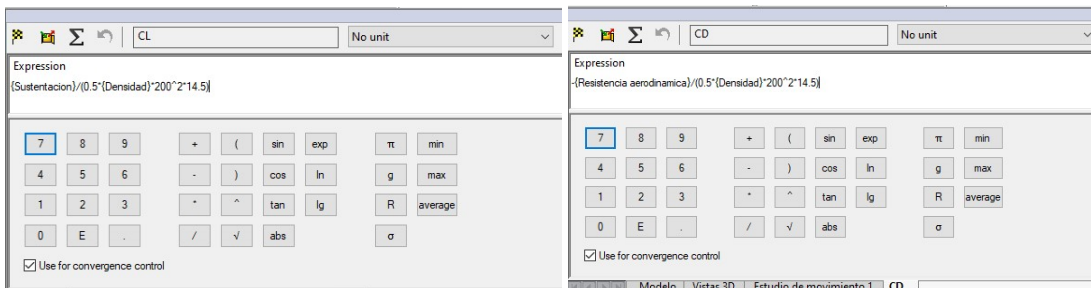


Figura 3.47 *Equation Goals* de  $C_L$  (izq.) y  $C_D$  (der.) en *Flow Simulation*.

Una vez configurado el fluido y las condiciones de convergencia, se procede a establecer el mallado. Al igual que en los estudios anteriores, se selecciona nivel 7 de precisión y con un ratio de 10. El mallado resultante se puede observar en la Figura 3.48:

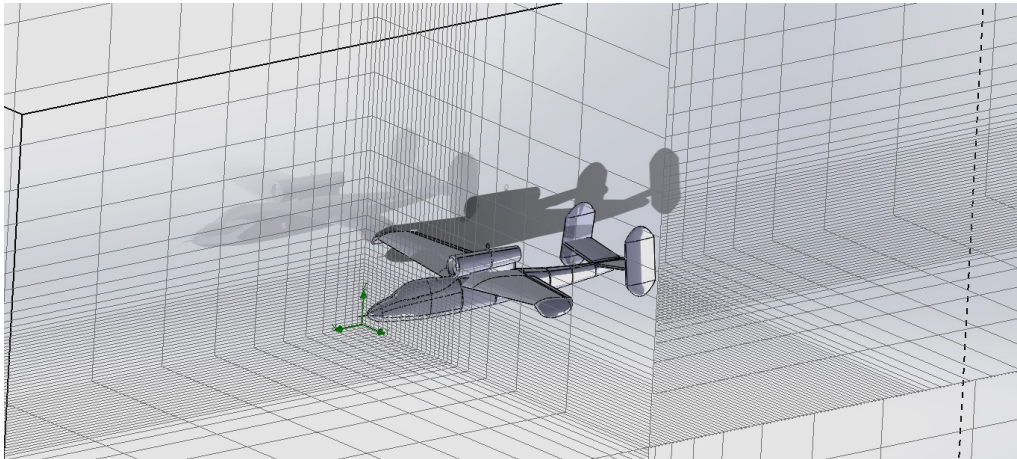


Figura 3.48 Mallado para el barrido de ángulos de ataque.

### 3.7.2 Resultados obtenidos

Se ha obtenido un valor de ángulo de ataque crítico de:

$$\alpha_{stall} \approx 38^\circ$$

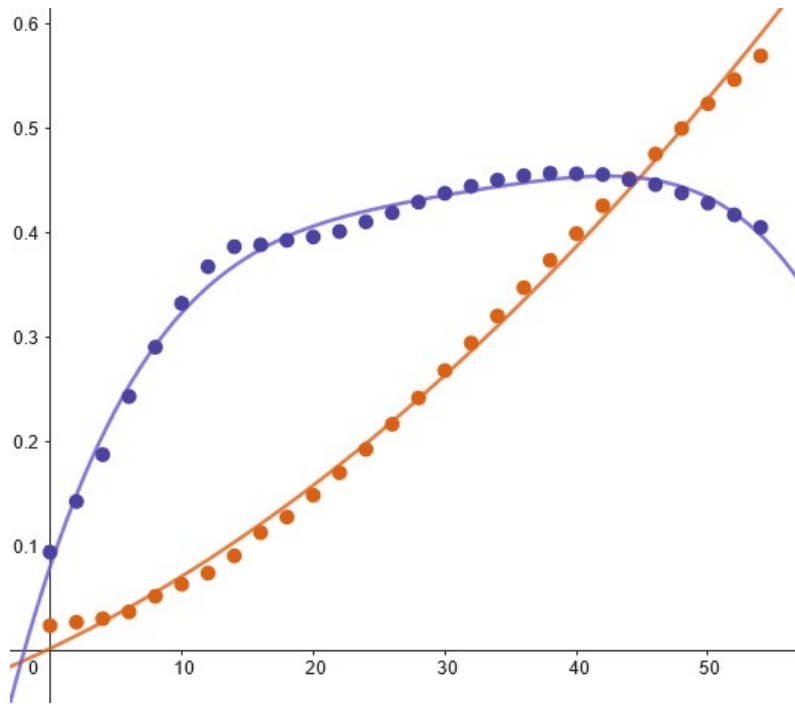
Los resultados del barrido se muestran recogidos a continuación en la Tabla 3.5

**Tabla 3.5** Resultados obtenidos para el barrido de ángulos de ataque.

$\alpha$ [°]	$V_x$ [m/s]	$V_z$ [m/s]	$C_L$	$C_D$
0	200	0	0.09415	0.02386
2	199.88	6.98	0.14264	0.02717
4	199.51	13.95	0.18745	0.03055
6	198.90	20.91	0.24303	0.03701
8	198.05	27.83	0.29017	0.05198
10	196.96	34.73	0.33215	0.06341
12	195.63	41.58	0.36724	0.07415
14	194.06	48.38	0.38637	0.09069
16	192.25	55.13	0.38815	0.11282
18	190.21	61.80	0.39251	0.12777
20	187.94	68.40	0.39572	0.14863
22	185.44	74.92	0.40087	0.17017
24	182.71	81.35	0.41009	0.19247
26	179.76	87.67	0.41873	0.21652
28	176.59	93.89	0.42895	0.24163
30	173.21	100	0.43743	0.26777
32	169.61	105.98	0.44421	0.29421
34	165.81	111.84	0.45010	0.32009
36	161.80	117.56	0.45423	0.34712
38	157.60	123.13	0.45665	0.37328
40	153.21	128.56	0.45605	0.39889
42	148.63	133.83	0.45531	0.42550
44	143.87	138.93	0.45162	0.45038
46	138.93	143.87	0.44574	0.47500
48	133.83	148.63	0.43767	0.49928
50	128.56	153.21	0.42798	0.52305
52	123.13	157.60	0.41680	0.54615
54	117.56	161.80	0.40487	0.56884

Estos resultados se presentan a continuación en la Figura 3.49:





**Figura 3.49** Representación de los resultados del barrido de ángulos de ataque.

Se puede observar en la figura anterior cómo la gráfica responde a la forma de las Figuras 3.43 y 3.44. Sin embargo, también se aprecia un cambio en la pendiente de sustentación a partir de  $14^\circ$  de ángulo de ataque. Este cambio se debe al desprendimiento parcial de la corriente en las zonas cercanas al motor.

Habitualmente, la entrada en pérdida de los aviones se produce por las zonas donde más sustentación se genera. En este caso, la configuración que posee el Heinkel con el motor en la parte superior del fuselaje, cambia por completo las características aerodinámicas de la aeronave (extraído de [7]).

La góndola del motor, y el motor en sí, son elementos con muy baja eficiencia aerodinámica, lo que provoca que el flujo alrededor de ellos esté desprendido por completo. Los vórtices generados por este desprendimiento alteran el flujo en las zonas de las alas cercanas al motor, produciéndose una recirculación del flujo sobre el extradós del ala hacia las zonas de la estela de la góndola. Este tipo de flujo provoca un aumento en la resistencia aerodinámica con respecto a la configuración típica de aeronaves.

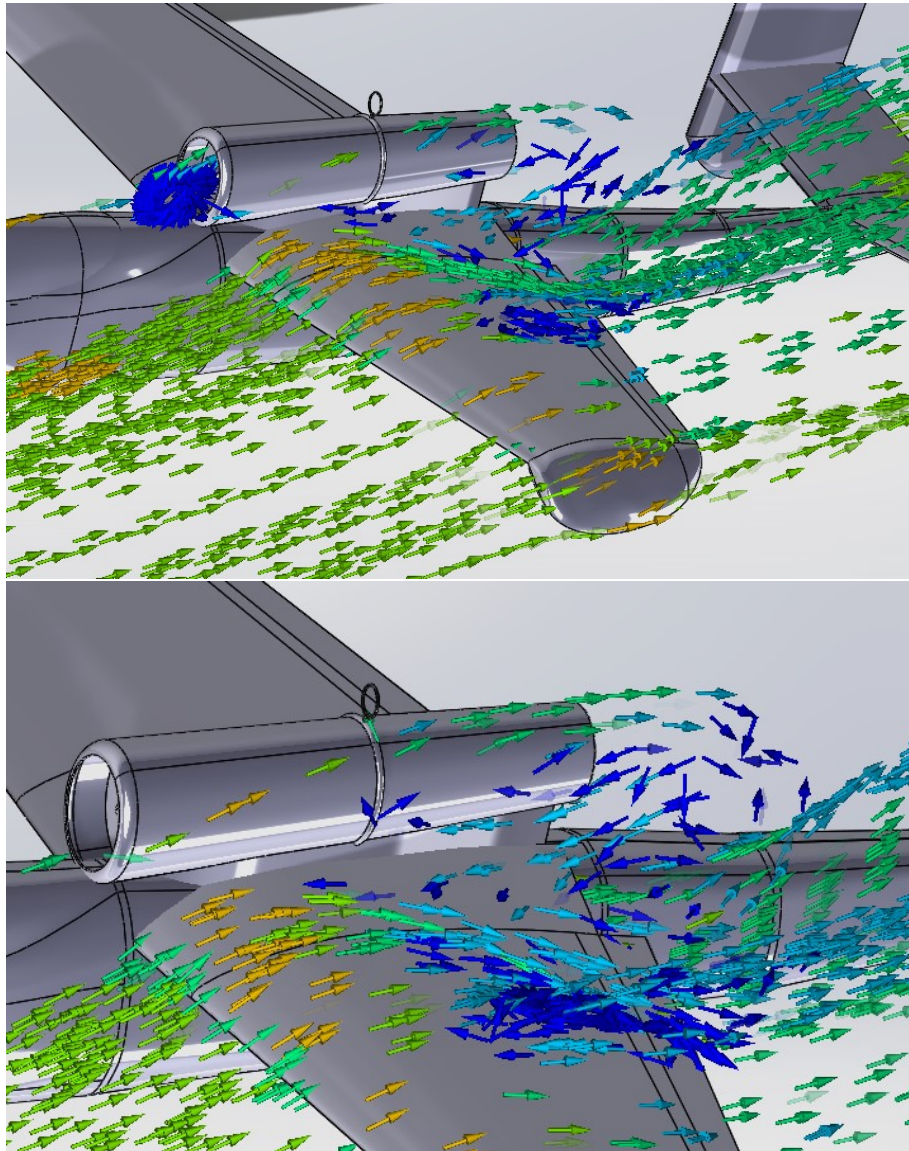
La intensidad de esta circulación dependerá de la sustentación, es decir, a más sustentación, mayor será la intensidad de dichos vórtices. Cuando dicha circulación supere un valor crítico, se producirá el desprendimiento parcial de la corriente (extraído de [8]).

De manera general, este desprendimiento provocaría que la aeronave entrase en pérdida, haciendo imposible el vuelo en estas condiciones. Sin embargo, el caso de los cazas es diferente al resto de aeronaves, ya que tienen que hacer maniobras muy bruscas a altas velocidades y con configuraciones atípicas. Ejemplos de estas maniobras son los ascensos en vertical o giros muy pronunciados.

Para poder llevar a cabo dichas maniobras, los cazas están preparados para poder seguir generando sustentación a pesar de la complejidad de la maniobra, de ahí la diferencia en la pendiente de la curva de sustentación que se observa también en la Figura 3.44. Ese cambio de pendiente refleja la capacidad de la aeronave de, a pesar de que parte del flujo está desprendido, poder elevar aún más su ángulo de ataque y generar la sustentación necesaria para realizar otra maniobra agresiva (extraído de [7]).

Como se ha mencionado previamente, el cambio de pendiente descrito se produce en torno a un ángulo de ataque de  $14^\circ$ . De manera gráfica, se puede observar a continuación, en la Figura 3.50, como la intensidad

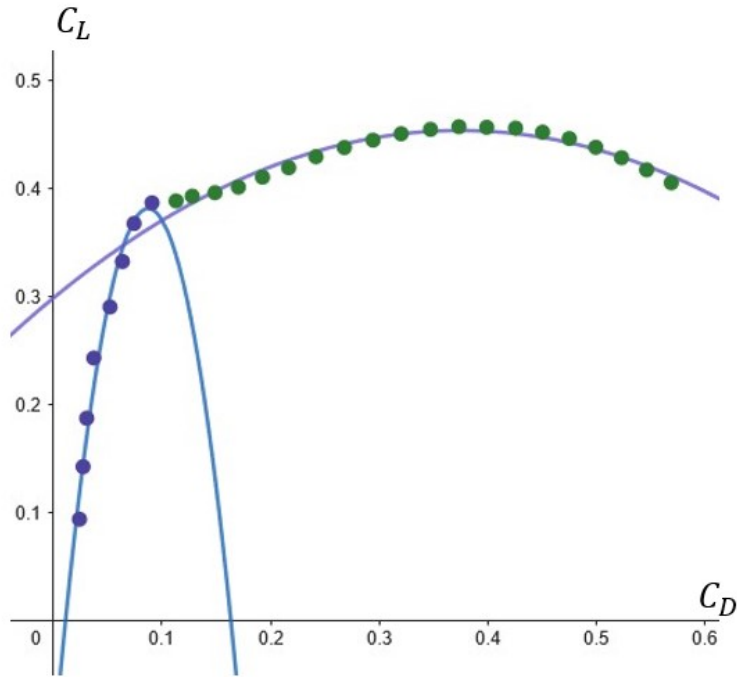
de la circulación aumenta hasta el punto de producir desprendimiento parcial de la corriente en las zonas cercanas a la góndola del motor:



**Figura 3.50** Comparación de la intensidad de circulación antes (arriba) y después (abajo) del desprendimiento parcial de la corriente en las inmediaciones de la góndola del motor.

Se puede observar como en la imagen inferior de la Figura 3.50, la corriente está desprendida en mayor medida que en la imagen superior, respondiendo así a la explicación proporcionada anteriormente.

Por otro lado, los resultados mostrados en la Tabla 3.5 se pueden representar gráficamente en el plano CD-CL obteniéndose lo que se muestra en la Figura 3.51:



**Figura 3.51** Representación gráfica de  $C_D$  frente a  $C_L$ . Polar parabólica del avión.

En este caso, y debido al desprendimiento parcial de la corriente que se ha explicado previamente, no es posible aproximar la evolución de  $C_L$  frente a  $C_D$  a través de una sola expresión de la polar parabólica. Por lo tanto, se ha decidido hacerlo usando dos expresiones por tramos de la forma:

$$C_D = C_{D,0} + k_1 \cdot C_L + k_2 \cdot C_L^2$$

EL ajuste de la polar es el siguiente:

$$C_D = 0.035 - 0.197 \cdot C_L + 0.886 \cdot C_L^2 \quad \text{si } C_L \leq C_L(\alpha = 14^\circ)$$

Donde:

- $C_{D,0} = 0.035$
- $k_1 = -0.197$
- $k_2 = 0.886$

Sin embargo, el segundo tramo es imposible de ajustar mediante una parábola, ya que en el plano  $CL$ - $CD$ , se convierte casi en una curva vertical. Es por eso, que para este segundo tramo, el ajuste que se ha hecho ha sido a la inversa, de tal forma que se tiene que:

$$C_L = -1.104 - 0.826 \cdot C_D + 0.299 \cdot C_D^2 \quad \text{si } C_D \leq C_D(\alpha = 14^\circ)$$

De esta manera, se tiene caracterizado aerodinámicamente el Heinkel. Al tratarse de una aeronave con una configuración "diferente", su comportamiento es también diferente al del resto de aviones de la época.



## 4 Conclusiones y futuras mejoras

---

En este último capítulo, a modo de cierre del trabajo, se van a redactar las conclusiones y las líneas de futura mejora del mismo.

### 4.1 Conclusiones

Tras haber partido de una base sólida como el TFG *Recuperación del Patrimonio Histórico. Modelado en CATIA V5 R19 del avión caza Heinkel He 162 Volksjäger*, se han obtenido resultados coherentes con las especificaciones técnicas de esta aeronave de la Segunda Guerra Mundial.

En primer lugar, en cuanto al modelado en CATIA, se ha conseguido con los materiales disponibles, un modelo con un elevado nivel de detalle, habiendo conseguido modelar externamente la totalidad de las partes del caza, e internamente, se han conseguido modelar suficientes partes como para poder realizar simulaciones de movimiento de partes móviles del Heinkel, con un nivel de precisión bastante adecuado.

En cuanto al estudio aerodinámico, se han determinado características de actuación y aerodinámicas de la aeronave las cuales, a pesar de no tener mucha información de estas, se ha podido comprobar que los principios de la mecánica de fluidos se cumplen y que ocurren los fenómenos aerodinámicos característicos del flujo de aire alrededor de un aeroplano.

Por otro lado, el estudio aerodinámico, ha podido demostrar la validez del modelado en CATIA, ya que los resultados obtenidos también responden a las especificaciones técnicas de la aeronave.

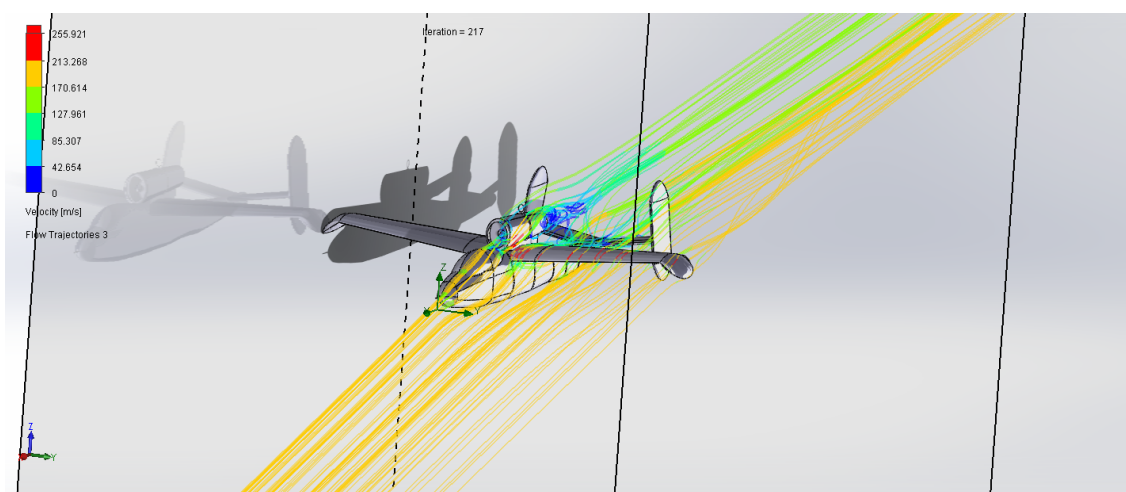


Figura 4.1 Flujo de aire alrededor del Heinkel He 162 Volksjäger.

En último lugar, se puede concluir del estudio aerodinámico que el Heinkel He 162 Volksjäger es un avión diferente cuyas actuaciones y características son también diferentes a las del resto de aeronaves, tal y como se ha podido comprobar con los resultados obtenidos en la Sección 3.7.

## **4.2 Futuras mejoras**

Finalmente, y a pesar de que los resultados que se han obtenido son válidos y correctos, se van a establecer las líneas de continuación para este proyecto.

- Modelado y estudio aerodinámico de la aeronave con el grupo motor completo.
- Simulación del movimiento acoplado de mandos de vuelo y superficies móviles.
- Análisis aerodinámico en softwares de CFD más avanzados.
- Validación de resultados con ensayos aerodinámicos en tunel de viento.

Estas líneas de mejora se han establecido buscando elevar el nivel de este proyecto a un nivel de profesionalidad de acuerdo con el trabajo de un ingeniero con años de experiencia en el ámbito de diseño de aeronaves.

# Índice de Figuras

---

1.1	Heinkel He 62 Volksjäger: modelado final TFG	1
1.2	Comparación de dominio continuo y su aproximación discreta (extraída de [1])	3
1.3	Ejemplo de mallada no estructurado	4
1.4	Ejemplo de mallada estructurado	4
2.1	<i>Cockpit</i> del Heinkel He 162 Volksjagger	7
2.2	Anclaje y respaldo del <i>Cockpit</i>	8
2.3	Asiento y agarraderas del <i>Cockpit</i>	9
2.4	Asiento final	10
2.5	Anclaje y soporte de la Palanca de mandos y Panel de indicación	11
2.6	Pedales del <i>Cockpit</i>	11
2.7	Palanca de mandos del <i>Cockpit</i>	12
2.8	Indicación y anclajes al soporte de esta	13
2.9	Vista de perfil del <i>Cockpit</i>	13
2.10	Vista de alzado del <i>Cockpit</i>	14
2.11	Vista de planta del <i>Cockpit</i>	15
2.12	Vista isométrica del <i>Cockpit</i>	15
2.13	Vista del Heinkel indicando las escotillas	16
2.14	Modelado de la escotilla delantera	17
2.15	Modelado de las escotillas traseras	17
2.16	Modificaciones del tren de morro para simulación	18
2.17	Esquema del mecanismo <i>Apertura Escotilla Delantera</i>	19
2.18	Elementos auxiliares <i>Apertura Escotilla Delantera</i>	20
2.19	Simulación del Mecanismo <i>Apertura Escotilla Delantera</i>	20
2.20	Esquema del mecanismo <i>Apertura Escotilla Trasera Derecha/Izquierda</i>	21
2.21	Elementos auxiliares <i>Apertura Escotilla Trasera Derecha/Izquierda</i>	21
2.22	Simulación del Mecanismo <i>Apertura Escotilla Trasera Derecha/Izquierda</i>	22
2.23	Esquema del mecanismo <i>Retracción Tren Delantero</i>	22
2.24	Elementos auxiliares <i>Retracción Tren Delantero</i>	23
2.25	Simulación del Mecanismo <i>Retracción Tren Delantero</i>	24
2.26	Esquema del mecanismo <i>Retracción Tren Trasero Derecho/Izquierdo</i>	24
2.27	Elementos auxiliares <i>Retracción Tren Trasero Derecho/Izquierdo</i>	25
2.28	Simulación del Mecanismo <i>Retracción Tren Trasero Derecho/Izquierdo</i>	25
2.29	Esquema del mecanismo <i>Apertura Cockpit</i>	26
2.30	Elementos auxiliares <i>Apertura Cockpit</i>	26
2.31	Simulación del Mecanismo <i>Apertura Cockpit</i>	27
2.32	Esquema del mecanismo <i>Eyección Asiento</i>	27
2.33	Elementos auxiliares <i>Eyección Asiento</i>	28
2.34	Simulación del Mecanismo <i>Eyección Asiento</i>	29
3.1	Importación del modelo a <i>Solidworks</i>	32

3.2	Importación del modelo a <i>Solidworks</i>	32
3.3	Modelo 3D en configuración sucia del Heinkel He 162 Volksjäger	33
3.4	Modelo 3D en configuración limpia del Heinkel He 162 Volksjäger	33
3.5	Envolvente de maniobra simplificada del Heinkel He 162 Volksjäger	35
3.6	Fase de Rodaje del Heinkel He 162 Volksjäger	35
3.7	Fase de Despegue del Heinkel He 162 Volksjäger	36
3.8	Fase de Subida del Heinkel He 162 Volksjäger	36
3.9	Fase de Crucero del Heinkel He 162 Volksjäger	37
3.10	Modelo importado en Solidworks	38
3.11	Selección de <i>Flow Simulation</i> y nuevo proyecto	39
3.12	Unidades de trabajo	39
3.13	Análisis sobre el cuerpo	40
3.14	Fluido de trabajo	40
3.15	Condiciones iniciales y de contorno	41
3.16	Volumen de control del fluido	41
3.17	Mallado global del problema	42
3.18	<i>Problem Goals</i> para la convergencia del programa	42
3.19	Ejecución del software	43
3.20	Ventana de ejecución	43
3.21	Volumen de control para velocidad de despegue	44
3.22	Diagrama de flujo para el cálculo de la velocidad de despegue	44
3.23	Mallado para el problema de velocidad de despegue	45
3.24	Diagrama de flujo para el cálculo del techo de vuelo	48
3.25	Mallado para el problema del techo de vuelo	48
3.26	Ejemplo de distribución de presiones a lo largo de un perfil alar	51
3.27	Ejemplo de distribución de sustentación a lo largo de la envergadura alar	51
3.28	Ejemplo de estela fluida en el mar	52
3.29	Ejemplo de torbellinos de punta de ala	52
3.30	Mallado para el análisis aerodinámico en el techo de vuelo	53
3.31	<i>Equation Goals</i> de $C_L$ (izq.) y $C_D$ (der.) en <i>Flow Simulation</i>	54
3.32	<i>Surface Plot</i> de la distribución de presiones en <i>Flow Simulation</i>	54
3.33	Distribución de presiones en el extradós (izq.) e intradós (der.) del ala	55
3.34	<i>Cut Plot</i> de la distribución de presiones en el perfil en <i>Flow Simulation</i>	55
3.35	Distribución de presiones a lo largo del perfil del ala	56
3.36	Distribución de sustentación a lo largo de la envergadura del ala	56
3.37	Distribución de velocidades a lo largo de la envergadura del ala	57
3.38	Velocidad del fluido en las paredes del Heinkel He 162 Volksjäger	58
3.39	Campo de velocidades alrededor del perfil alar	58
3.40	Rebordeo de la corriente en la punta de ala	59
3.41	Flujo adherido a la superficie del Heinkel	60
3.42	Trayectoria de las partículas fluidas	60
3.43	Coefficiente de sustentación frente al ángulo de ataque	62
3.44	$C_D$ y $C_L$ frente al ángulo de ataque	63
3.45	Variación de la velocidad con el ángulo de ataque	64
3.46	Expresiones de $V_x$ (izq.) y $V_z$ (der.) en <i>Flow Simulation</i>	64
3.47	<i>Equation Goals</i> de $C_L$ (izq.) y $C_D$ (der.) en <i>Flow Simulation</i>	65
3.48	Mallado para el barrido de ángulos de ataque	65
3.49	Representación de los resultados del barrido de ángulos de ataque	67
3.50	Comparación de la intensidad de circulación antes (arriba) y después (abajo) del desprendimiento parcial de la corriente en las inmediaciones de la góndola del motor	68
3.51	Representación gráfica de $C_D$ frente a $C_L$ . Polar parabólica del avión	69
4.1	Flujo de aire alrededor del Heinkel He 162 Volksjäger	71



# Índice de Tablas

---

3.1	Iteraciones realizadas para la velocidad de despegue	45
3.2	Valores iniciales del modelo de atmósfera estándar, ISA	47
3.3	Constantes del modelo de atmósfera ISA	47
3.4	Iteraciones realizadas para el techo de vuelo	49
3.5	Resultados obtenidos para el barrido de ángulos de ataque	66



# Bibliografía

---

- [1] Jesús Sánchez Vázquez. Simulación numérica directa en paralelo de las ecuaciones de Navier-Stokes en flujos con capa límite desprendida. Master's thesis, ETSI, Universidad de Sevilla, 2004.
- [2] Juan Osses. El método de volúmenes finitos, Diciembre 2016.
- [3] Francisco Molero Garrido. Análisis aerodinámico computacional del modelado del avión triplano Sopwith en Catia y SolidWorks. Master's thesis, ETSI, Universidad de Sevilla, 2019.
- [4] Rodrigo Hernando Herrero. Análisis cálculo del consumo de aeronaves basado en el modelado de la trayectoria. Master's thesis, Escuela de Ingenierías Industriales, Universidad de Valladolid, 2019.
- [5] Guillome Riboux Acher José Manuel Gordillo Arias de Saavedra. *Introducción a la aerodinámica potencial*.
- [6] Miguel Pérez-Saborid Sánchez-Pastor. Apuntes aerodinámica ii, Curso 2020-2021.
- [7] EGAST (European General Aviation Safety Team). Pérdida de control por entrada en pérdida y barrena, 2013.
- [8] Joseph R. Chambers and Sue B. Grafton. Aerodynamic characteristics of airplanes at high angles of attack. *NASA (National Aeronautics and Space Administration)*, 1977.