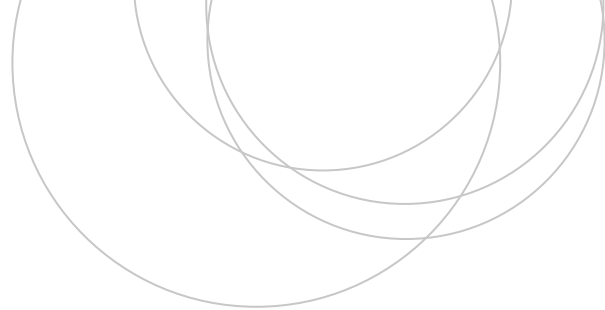




Universidad
del País Vasco

Euskal Herriko
Unibertsitatea

ZIENTZIA
ETA TEKNOLOGIA
FAKULTATEA
FACULTAD
DE CIENCIA
Y TECNOLOGÍA



Gradu Amaierako Lana / Trabajo Fin de Grado
Fisika Gradua / Grado en Física

Formación de Hielo en Superficies Aerodinámicas

Egilea/Autor/a:
Aitor Unzueta Mancisidor
Zuzendaria/Director/a:
Jose Miguel Campillo Robles

© 2022 Aitor Unzueta Mancisidor

Índice

1. Símbolos	II
2. Resumen/Laburpena/Abstract	III
3. Introducción	1
4. Objetivos	4
5. La atmosfera	4
6. Fundamento teórico	6
6.1. Principios aerodinámicos aplicados	6
6.2. Fluidos viscosos	7
6.3. Magnitudes adimensionales	8
6.4. Dinámica de fluidos computacional	8
6.5. Modelos de flujo turbulento	11
6.5.1. Modelo SST- $k-\omega$	12
6.5.2. Modelo Spalart-Allmaras	12
6.6. Método de volúmenes finitos	12
6.7. Mallado	13
7. Software	15
8. Modelado	17
8.1. Dominio computacional	17
8.2. Construcción de la malla	18
8.3. Evaluación sensibilidad de la malla	21
9. Simulación	22
9.1. $T=271$ K	23
9.2. $T=268$ K	24
9.3. $T=258$ K	25
9.4. $T=243$ K	27
9.5. Formaciones de hielo recurrentes	28
9.6. Aplicaciones prácticas del proyecto	32
10. Conclusiones	33
11. Bibliografía	34

1. Símbolos

Tabla 1. Lista de símbolos.

AOA	Ángulo de ataque		°
e_0	Presión de saturación vapor de agua		kPa
E	Energía interna del sistema		J
g	Aceleración gravitatoria	9,8	m/s ²
h	Altitud	4.000	m
H	Entalpía		J
k	Energía cinética de turbulencia		J
L	Fuerza de sustentación		N
LWC	Contenido medio de agua		g/m ³
MWD	Diametro medio de las gotas		μm
S	Superficie		m ²
p	Presión estática	61.706,925	Pa
q	Presión dinámica		Pa
R_α	Constante gas ideal aire	287,05376	J·K/kg
T	Temperatura estática del aire		K
u	Velocidad		m/s
ρ	Densidad		g/m ³
μ	Viscosidad dinámica		Pa·s
ν	Viscosidad cinemática		m ² /s
σ_{ij}	Tensor de tensiones		N
τ	Tensión tangencial		N
κ	Conductividad térmica		W/(m·K)

Tabla 2. Números adimensionales.

Fr	Número de Froude local
Re	Número de Reynolds
y+	yplus

Tabla 3. subíndices

∞	Valor de referencia
α	Correspondiente al flujo de aire
d	Correspondiente a las gotas de agua

2. Resumen/Laburpena/Abstract

En la actualidad, continúan ocurriendo catástrofes en el sector aéreo debido a la formación de masas de hielo en las aeronaves. El propósito principal de este trabajo es estudiar los procesos de formación de estas masas de hielo, para ello se utilizará el software Fensap-Ice de Ansys, basado en el método numérico de volúmenes finitos. Una ventaja clave de este método es que permite analizar cualquier condición climática de manera repetida sin incurrir en costos experimentales ni riesgos de seguridad. Se estudiarán los modelos físicos en los que está basado el software y se desarrollará un entorno virtual adecuado para realizar las simulaciones. Una vez realizadas las simulaciones se cuantificará el efecto del hielo sobre la aerodinámica del perfil a través del coeficiente de sustentación del sistema. Por último, se tratará de identificar las condiciones climatológicas que supongan mayor riesgo para la aviación y se evaluará si suponen un riesgo real para la integridad de los pasajeros y de la aviación.

Currently, air disasters due to the formation of ice masses on aircraft continue to occur. The main purpose of this work is to study the processes involved in the formation of these ice masses, for which the Ansys Fensap-Ice software will be used, based on the finite volume numerical method. A key advantage of this method is that it allows for repeated analysis of any weather condition without incurring experimental costs or safety risks. The physical models on which the software is based will be studied, and a suitable virtual environment will be developed to carry out the simulations. Once the simulations are completed, the effect of ice on the aerodynamics of the airfoil will be quantified through the lift coefficient of the system. Lastly, an attempt will be made to identify weather conditions that pose the greatest risk to aviation, and an assessment will be made as to whether they pose a real risk to passenger and aviation safety.

Gaur egun, aire-sektorean hondamendiak gertatzen jarraitzen dute, aireontzietan izotz-masak sortzen direlako. Lan honen helburu nagusia izotz masa hauen eraketa prozesuak aztertzea da, horretarako Ansys-en Fensap-Ice softwarea erabiliko da, bolumen finituen zenbakizko metodoan oinarritua. Metodo honen funtsezko abantaila da edozein baldintza klimatiko behin eta berriz aztertzea ahalbidetzen duela, kostu esperimentalik eta segurtasun-arriskurik gabe. Softwarearen oinarri diren eredu fisikoak aztertuko dira, eta simulazioak egiteko ingurune birtual egokia garatuko da. Simulazioak egin ondoren, izotzak profilaren aerodinamikan duen eragina kuantifikatuko da, sistemari eusteko koefizientearen bidez. Azkenik, hegazkinentzat arrisku handiena dakarten baldintza klimatologikoak identifikatzen saiatuko gara, eta bidaiarien eta hegazkinen osotasunerako benetako arriskua ote diren ebaluatuko dugu.

3. Introducción

La formación de cristales de hielo en las aeronaves es un problema que pone en riesgo la seguridad de millones de pasajeros cada año [1–3]. En tan solo un día surcan los cielos alrededor de 100.000 aviones comerciales, los cuales trasladan una media de 6 millones de pasajeros [4]. Con el fin de garantizar la mayor seguridad posible para ellos, es de vital importancia entender e intentar solucionar los problemas generados por la formación de hielo en diferentes partes de una aeronave.

El hielo generado sobre una superficie aerodinámica varía las propiedades de la misma, reduciendo la sustentación y aumentando la resistencia al aire. Las masas de hielo no solo aparecen en el fuselaje de la aeronave (ver Figura 1), sino que estas tienden a aparecer también en las hélices, lo que provoca un aumento de su peso y una reducción en la eficiencia del motor. Los motores propulsados por hélices no son los únicos afectados, y es que las turbinas son también susceptibles al congelamiento. La aparición de hielo en las aspas de las turbinas provoca un aumento de la resistencia al aire y una separación de flujo prematura, disminuyendo la eficiencia. Los flaps (ver Figura 1) también son vulnerables a la congelación, pudiendo reducir la movilidad de los mismos y, por tanto, una disminución de la maniobrabilidad de la aeronave.

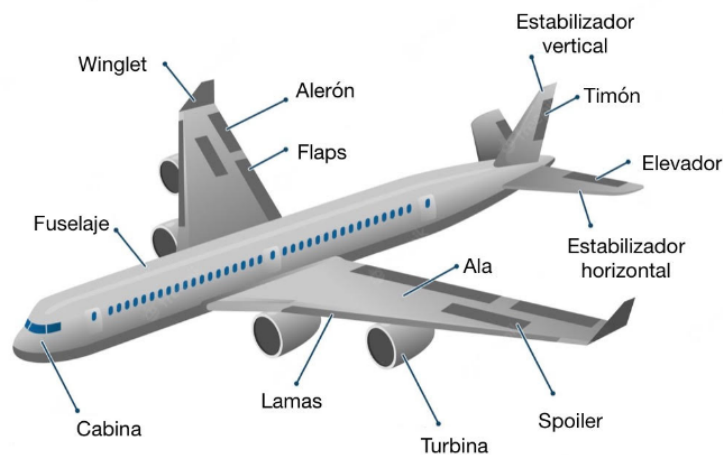


Figura 1. Esquema aeronave.

Se puede dividir el hielo formado en dos grandes grupos (ver Figura 2) *rime ice*, o cencellada en castellano y el *glaze ice*, o hielo glaseado. El hielo conocido como *rime ice* se forma cuando gotas de agua superenfriadas entran en contacto con una superficie por debajo de 0 °C. Las gotas de agua superenfriadas son aquellas que se encuentran a una temperatura inferior de su punto de congelación, pero en estado líquido. Las gotas necesitan un cristal semilla o núcleo al rededor del cual se pueda formar una estructura cristalina, por ejemplo, el propio fuselaje del avión. Las gotas de agua son normalmente pequeñas, con un diámetro aproximado de varias micras [5], y se congelan de manera casi instantánea al entrar en contacto con el perfil aerodinámico, creando una combinación de cristales de hielo y burbujas de aire. Esto provoca que las estructuras cristalinas que se forman sean rugosas y opacas. Por el contrario, el hielo conocido como *glaze ice* es la clase de hielo más peligroso, debido a la rápida formación de este. Por su naturaleza transparente es difícil de ver, y su estructura compacta lo hace difícil de combatir una vez se ha formado. Las nubes pueden contener una gran concentración de gotas de agua superenfriadas de hasta 5 mm de diámetro [5]. Cuando estas gotas impactan sobre la superficie aerodinámica no se congelan de manera inmediata y fluyen sobre esta dejando tras de sí una cobertura de hielo [6].

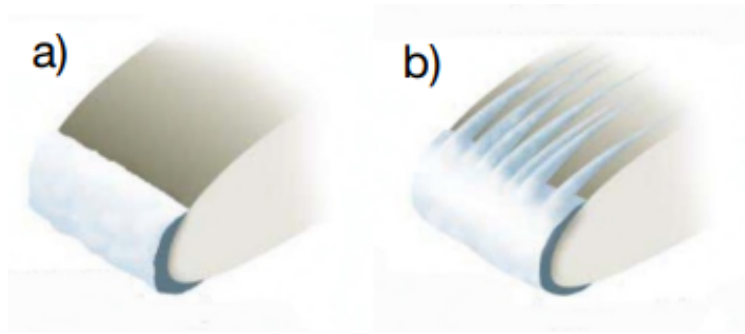


Figura 2. a) *rime ice* b) *glaze ice*.

En la siguiente tabla (ver Tabla 4) se pueden observar distintos eventos relacionados con la formación del hielo, se va a utilizar la clasificación de la Administración Federal de Aviación. Nos vamos a enfocar en las tres secciones mayoritarias, 91, 121 y 135. Bajo la sección 91 operan aviaciones destinadas al transporte privado y al uso recreacional. La sección 121 engloba aerolíneas comerciales y aviaciones destinadas al transporte de carga. La principal diferencia de la sección 135 y la 121 es que los vuelos que operen bajo la sección 135 no tienen por qué ser programados [2].

Tabla 4. Tipos de eventos en base a la operación realizada [2].

Tipo de evento	Operación			
	Sección 121	Sección 135 programado	Sección 135 no programado	Sección 91
Horas de vuelo	232.868.640	25.050.928	46.350.000	416.319.000
Accidentes fatales	42	48	275	4511
Accidentes fatales (hielo)	4 (9,5 %)	4 (8,3 %)	22 (8,0 %)	165 (3,7 %)
Catástrofes	1603	327	660	8628
Catástrofes (hielo)	99 (6,2 %)	53 (16,2 %)	27 (4,1 %)	350 (4,1 %)
Accidentes	534	203	1057	23055
Accidentes (hielo)	6 (1,1 %)	17 (8,4 %)	58 (5,5 %)	321 (1,4 %)

En la tabla 4 se hace una distinción entre tres tipos de eventos. Los accidentes fatales implican el fallecimiento de uno o varios ocupantes de la aeronave debido al accidente. Las catástrofes son los accidentes en los que aparte de la tripulación del avión, fallecen personas ajenas a la aeronave. Por último, los accidentes hacen referencia a cualquier evento que impida un correcto funcionamiento de la aeronave, debido al cual alguna persona sufra lesiones graves o se causen daños en el avión.

Del total de accidentes fatales ocurridos para los aviones operando bajo la sección 135 el 16,2% es debido a fenómenos de formación de hielo (ver Tabla 4). Un ejemplo de esto podría ser, el vuelo Shaanxy Y-8 de las fuerzas aéreas de Myanmar en 2017 [7]. El accidente se produjo durante la ruta, después de despegar desde Dawei en Myanmar, y no hubo ningún superviviente. El avión era un Antonov An-12 de cuatro motores Ivchenko AI-20 turbo-propulsados con hélices de cuatro palas de metal [8]. La aeronave atravesó una zona aérea con nubes de tipo cumulo-nimbo. La tripulación activó el sistema de deshielo de las alas,

pero minutos más tarde, saltaron las alarmas por congelación de la toma de aire de los motores. Con la toma de aire todavía congelada, la velocidad del viento aumentó de 8 nudos a 42. En estas condiciones el avión comenzó a girar sin control y acabó por estrellarse en el mar.

La totalidad de vuelos contemplados en el estudio de la NASA [2] contaban con un certificado de protección contra la formación de hielo. Para certificar si una aeronave reúne las condiciones necesarias para tener este certificado se utilizan métodos de ingeniería como el análisis [9–11], simulaciones computacionales de fluidos (CFD) [12,13], pruebas en túneles de viento (en condiciones de congelación y no congelación) [14–18] y vuelos de prueba [19–21]. Pese a estos análisis, el hielo sigue causando catástrofes aéreas, y por ese motivo mayor estudio del problema es necesario.

De hecho, la formación de hielo en un túnel de viento tiene la desventaja de la aplicación de las leyes de escala, es por esto que no se pueden replicar todas las condiciones meteorológicas contempladas a la hora de otorgar el certificado de congelamiento. Las limitaciones de escala están dadas por la reducción del tamaño del modelo a la hora de su comprobación y análisis. Por ejemplo, un modelo de 1:5 de escala, debe ser probado a 5 veces la velocidad de aire. A medida que el modelo sea menor, mayor deberá ser la velocidad de aire empleada en la sección de prueba, nos podemos encontrar con que la velocidad de aire en el túnel de viento esté limitada y que no podamos alcanzar la velocidad deseada. Es por este motivo que los métodos computacionales están ganado mucho peso en el estudio de este tipo de fenómenos, además, es el único procedimiento capaz de reproducir todos los escenarios climatológicos posibles. Otra de las ventajas del uso de métodos computacionales es la capacidad de analizar con versatilidad cualquier situación a un bajo coste tanto económico como de seguridad.

Durante los años cuarenta el uso de aviones aumentó de manera drástica, principalmente con fines militares. Las aeronaves de uso militar debían ser capaces de operar bajo condiciones climatológicas adversas. Por lo que las aeronaves que contasen con sistemas de protección contra el hielo tendrían una superioridad clara en el campo de batalla. El problema se abordó de forma empírica puesto que la capacidad de procesamiento de las computadoras era insuficiente, y solamente se podían resolver de manera analítica problemas con geometrías sencillas como un cilindro o una esfera. En 1959 el NRC (*National Research Council of Canada*) empezó a operar con el primer túnel de viento de alta velocidad. En este túnel de viento se podían alcanzar velocidades de hasta Mach 0,9 y de simular altitudes de hasta 10 km. No fue hasta los años setenta cuando se consiguieron resolver problemas con geometrías más cercanas a la realidad gracias a los métodos numéricos y a una mucho mayor capacidad de cálculo de los computadores [14].

En la actualidad, el problema de la formación de hielo sigue estando presente y los principales esfuerzos están dirigidos a un análisis computacional del problema [22]. A través de software de volúmenes finitos especializado en la formación de hielo como FENSAP-ICE de ANSYS [23], GleenIce de la NASA [24] o IGLOO2D de Onera [25]. Mientras se siguen investigando estos fenómenos, también se están desarrollando medidas para deshacerse del hielo una vez se ha formado en la aeronave. Los más utilizados son los siguientes,

- zapatas neumáticas: las cuales se colocan en los bordes de ataque de la aeronave y se hinchan y deshinchán de manera periódica desprendiendo el hielo formado en esa zona.
- Deshielo por sistema de impulso: produce impulsos de tipo mecánico o electromagnéti-

co en el borde de ataque que fracturan y arrojan la capa de hielo, los más potentes eliminan capas de hielo de hasta 0,75 mm.

- Deshielo de la hélice : consiste en embeber resistencias eléctricas en las palas de la hélice que deshacen el hielo. El tiempo de caldeo de las palas es de aproximadamente 30 segundos.
- Sangrado de motor: consiste en extraer aire caliente de las turbinas para hacerlo circular por el interior de las alas y de partes clave del chasis para derretir así las masas de hielo que se puedan generar. La capacidad de un avión para poder extraer aire de una turbina es limitada, además de perder eficiencia e impulso en el proceso.

4. Objetivos

El objetivo principal del trabajo consiste en estudiar el impacto de la formación de hielo sobre un perfil aerodinámico a través de un software computacional de volúmenes finitos.

Objetivos específicos:

- Desarrollar y ejecutar simulaciones computacionales que sean capaces de representar fielmente los fenómenos y comportamientos de la realidad física bajo estudio.
- Analizar el impacto de la formación de hielo sobre el flujo de aire.
- Cuantificar el riesgo que supone la formación del hielo para una aeronave y su tripulación.

5. La atmosfera

Los tipos de aviones que hemos mencionado en la sección 1 (ver Tabla 2), vuelan en rangos de altitud de 3.000 a 4.200 metros. Los principales parámetros involucrados en la formación de hielo son la altitud, la temperatura, el contenido medio de agua y el diámetro medio de las gotas de agua. El contenido medio de agua lo vamos a denotar por las siglas LWC y se define como la cantidad de agua dentro de una nube en un volumen determinado de aire seco, sus unidades son g/m^3 . El diámetro medio de las gotas de agua lo vamos a denotar como MWD y sus unidades son μm .

La Administración Federal de Aviación estipula que para que sea concedido el permiso de vuelo, la aeronave en cuestión deberá contar con un certificado de protección contra el hielo. Este certificado se otorga en base a la ley CFR 14, Part 25, App. C, [26], donde se especifican los rangos de altura, temperatura, LWC y MWD dentro de los cuales la aeronave deberá ser capaz de operar. Estas condiciones engloban altitudes desde el nivel del mar hasta 6.700 metros, por lo que incluye el rango de operación de las aeronaves previamente mencionadas.

Los parámetros cubren rangos de temperatura de $-30\text{ }^\circ\text{C}$ a $-2\text{ }^\circ\text{C}$, MWD de 15 a $40\text{ }\mu\text{m}$ y LWC desde $0,038\text{ g}/\text{m}^3$ a $0,760\text{ g}/\text{m}^3$. Estos valores hacen referencia a cúmulos de nubes estratiformes de extensión horizontal de hasta 32 km de ancho. A la hora de realizar las simulaciones se va a trabajar en estos rangos (ver Figura 3).

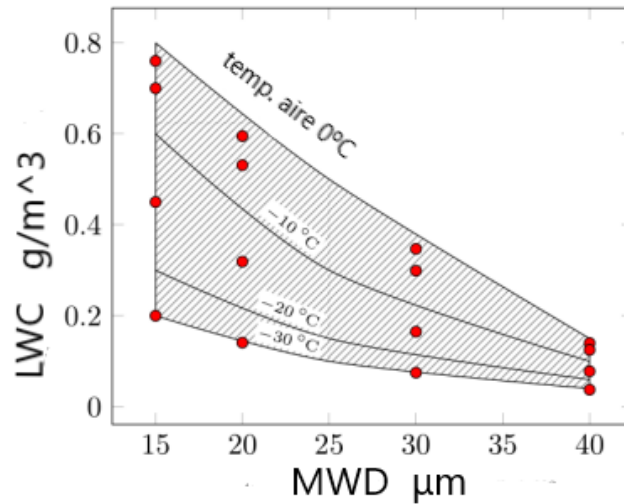


Figura 3. LWC vs MWD para diferentes temperaturas (nubes estratiformes).

Los puntos rojos de la Figura 3 hacen referencia a las diferentes condiciones climatológicas que se van estudiar más adelante.

Nubes

Una nube es un conjunto de partículas de agua o cristales de hielo suspendidos en la atmósfera. Estas partículas son tan pequeñas que su velocidad terminal es prácticamente despreciable. En la siguiente figura se puede observar un diagrama de Clausius-Clapeyron (ver Figura 4), en el cual se está caracterizando la presión de vapor de saturación frente a la temperatura. Si nos encontramos en las condiciones que están a la derecha de la curva nos encontraremos con aire sub-saturado. Por el contrario, a la izquierda de la curva el aire estará sobre-saturado. El aire sobre-saturado tiene una humedad relativa por encima del 100 % y el aire sub-saturado por debajo del 100 %. Sabemos que las nubes se forman cuando el aire se satura.

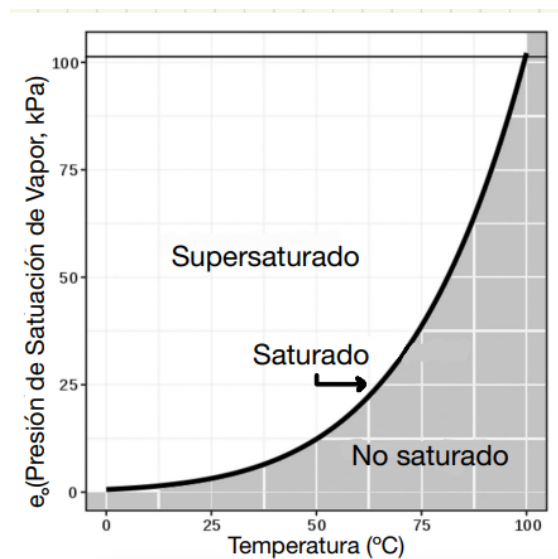


Figura 4. Presión de saturación del vapor de agua.

La saturación se da cuando la humedad aumenta hasta que la temperatura del punto de rocío es igual a la temperatura ambiente, o cuando la temperatura ambiente baja hasta

igualarse con la del punto de rocío. La mezcla de dos masas de aire no saturadas puede producir también saturación, por ejemplo, las estelas de los aviones.

Una vez alcanzada la saturación, para que el exceso de agua en la atmósfera pueda condensarse y formar agua líquida necesita una superficie en la que condensar. Esta superficie es proporcionada normalmente por pequeñas partículas suspendidas en la atmósfera que se conocen como aerosoles.

En particular, nos vamos a centrar en las nubes de tipo estratiformes, estos cúmulos de nubes se caracterizan por no tener un gran desarrollo vertical. Se encuentran en un rango de 100 m a 6 km sobre el nivel del mar y pueden tener una extensión horizontal de hasta 1.000 km. Dependiendo de la altura a la que se encuentren se les puede clasificar en tres grupos,

- Alto: Cirroestratos, Cirros, Cirrocúmulos
- Medio: Altoestratos y Altocúmulos
- Bajo: Nimboestratos, Estratos, Estratocúmulos y Cúmulos

6. Fundamento teórico

6.1. Principios aerodinámicos aplicados

Un cuerpo que se encuentra en contacto con un fluido, ya sea que este esté en movimiento o en reposo, experimenta una fuerza ejercida por dicho fluido circundante. Es lo mismo considerar que el objeto se mueve a través del fluido, siendo el objeto el que está inmóvil y es el fluido el que se mueve alrededor de él o al revés. El ángulo de ataque (o AOA por sus siglas en inglés), es el ángulo entre la línea de referencia de un cuerpo y el vector que representa el movimiento relativo entre el cuerpo y el fluido a través del cual se mueve (ver Figura 5).

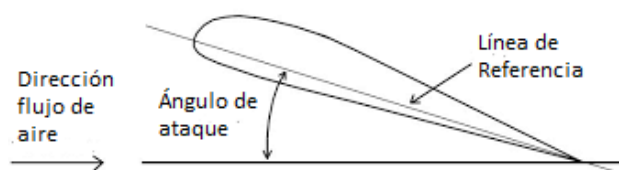


Figura 5. Esquema ángulo de ataque.

La fuerza aerodinámica tiene dos componentes, la fuerza de sustentación que es perpendicular a la dirección de flujo y la resistencia que es paralela a la dirección de flujo, en la siguiente figura se da cuenta de este hecho (ver Figura 6). El punto del ala donde se concentran las fuerzas aerodinámicas y de resistencia generadas por el flujo de aire se denomina centro de presiones. El centro de presiones varía en función del ángulo de ataque del ala y de la velocidad del flujo de aire. A medida que el ángulo de ataque aumenta, el centro de presiones se desplaza hacia adelante a lo largo del ala, y a medida que la velocidad del flujo de aire aumenta, el centro de presiones se desplaza hacia atrás.

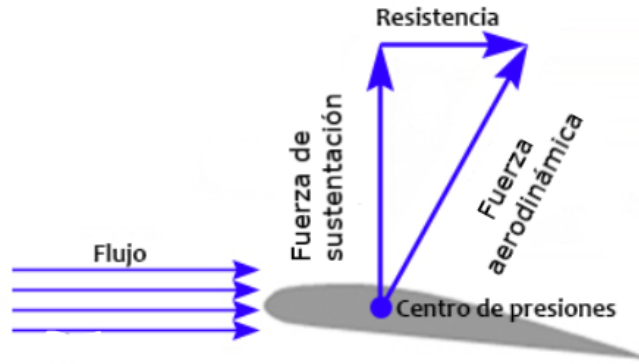


Figura 6. Componentes de la fuerza aerodinámica.

La fuerza de sustentación se genera por efecto Venturi, este fenómeno da cuenta que,

$$p + \frac{1}{2}\rho u^2 = Cte \quad (1)$$

Siendo p la presión en un punto dado del fluido, ρ la densidad del fluido y u la velocidad del fluido en dicho punto. Cuando el flujo de aire impacta contra el perfil este se divide principalmente en dos corrientes de aire. La corriente que pasa por la parte superior del perfil tendrá una velocidad sustancialmente mayor que la que pasa por debajo, esto es debido a la forma del perfil aerodinámico. Como hemos visto en el efecto Venturi esto generará un diferencial de presión entre la parte superior e inferior del ala. La presión de aire promedio será mas baja en la parte superior por lo que se generará una fuerza en sentido ascendente que empujará el ala hacia arriba, esta fuerza se conoce como fuerza de sustentación.

6.2. Fluidos viscosos

La viscosidad es una propiedad física característica de todos los fluidos, esta tiene su origen en las colisiones entre partículas del fluido que se mueven a diferentes velocidades. Se va a diferenciar entre dos magnitudes. La viscosidad dinámica μ y la viscosidad cinemática ν . La viscosidad dinámica relaciona el esfuerzo o tensión local en un fluido en movimiento, con la velocidad de deformación de las partículas fluidas. La viscosidad cinemática ν , es una medida de la resistencia interna de un fluido a fluir bajo fuerzas gravitacionales. Las unidades de ν son m^2/s . La relación entre la viscosidad dinámica y la cinemática es la siguiente,

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}. \quad (2)$$

Ambas magnitudes dependen de la temperatura, en la siguiente tabla se encuentran los valores de ambas para el intervalo de temperaturas en el que se va a trabajar (ver Tabla 5).

Tabla 5. Variación de la densidad dinámica y cinemática para el aire con T .

Temperatura °C	$\mu \times 10^{-5}$ Pa·s	$\nu \times 10^{-5}$ m ² /s
-20	1,630	1,169
-10	1,680	1,252
0	1,729	1,338
5	1,754	1,382
10	1,778	1,426
15	1,802	1,470

Los valores de la Tabla 5 serán utilizados más adelante a la hora de realizar las simulaciones.

6.3. Magnitudes adimensionales

El número de Reynolds, es una magnitud adimensional e indica la importancia relativa de las fuerzas de convección sobre las fuerzas viscosas y se puede utilizar para caracterizar el movimiento del fluido.

$$Re = \frac{\rho u c}{\mu} = \frac{u c}{\nu}, \quad (3)$$

donde ρ es la densidad del fluido, u es la velocidad de flujo, c la longitud característica del perfil aerodinámico y μ la viscosidad dinámica. Para regímenes con un número de Reynolds bajo las fuerzas viscosas serán las dominantes, por ejemplo, en bordes de ataque la velocidad de flujo tenderá a cero y el flujo será laminar y fluirá de manera constante. A medida que la velocidad del fluido aumenta las fuerzas convectivas empiezan a tomar mayor importancia que las fuerzas viscosas y se empiezan a generar patrones caóticos e irregulares lo cual indica una transición a un flujo turbulento. Sistemas que operen a un mismo número de Reynolds van a tener las mismas características de flujo.

La siguiente magnitud adimensional que vamos a definir es el coeficiente de sustentación. Este cuantifica la diferencia de presión generada en la parte superior e inferior del cuerpo aerodinámico según se mueve por el fluido viscoso de su alrededor, en nuestro caso el aire. Se define de la siguiente manera,

$$C_l = \frac{L}{qS} = \frac{2L}{\rho u^2 S}, \quad (4)$$

dónde L es la fuerza de sustentación, S es la superficie relevante y q es la presión dinámica del fluido vinculada a la densidad del fluido ρ y la velocidad de flujo u .

Por último, el número de Froude es un número adimensional utilizado en mecánica de fluidos para describir el comportamiento de un fluido en movimiento. Este número se define como la razón entre la velocidad de un objeto que se mueve a través de un fluido y la velocidad de propagación de las ondas en ese fluido. En otras palabras, el número de Froude compara la inercia del objeto en movimiento con la resistencia del fluido alrededor del objeto.

$$F_r = \frac{u^2}{g(MWD)} \quad (5)$$

Donde u es la velocidad local del fluido, g es la aceleración gravitatoria y MWD el diámetro medio de las gotas de agua. Vamos a utilizar el número de Froude a la hora de describir el comportamiento de las partículas de agua suspendidas en el aire.

6.4. Dinámica de fluidos computacional

La dinámica de fluidos computacional, conocida como CFD (por sus siglas en inglés: *Computational Fluid Dynamics*), es una rama de la mecánica de fluidos que se dedica a la simulación numérica de los movimientos de los fluidos y sus interacciones con sólidos. El flujo de un fluido está gobernado por las ecuaciones en derivadas parciales de la conservación de la masa, el momento lineal y la energía.

La conservación de la masa en un fluido compresible en el cual la densidad no depende ni de la velocidad ni de la presión se puede escribir como,

$$\frac{\partial \rho_\alpha}{\partial t} + \vec{\nabla}(\rho_\alpha \vec{V}_\alpha) = 0, \quad (6)$$

La ecuación 6 también se conoce como la ecuación de continuidad. La segunda ley de Newton dicta que la fuerza total actuando sobre la partícula de un fluido es igual a la variación temporal de su momento. Se puede escribir en forma de 3 ecuaciones no lineales que representan la conservación del momento lineal

$$\frac{\partial \rho_\alpha \vec{V}_\alpha}{\partial t} + \vec{\nabla}(\rho_\alpha \vec{V}_\alpha \vec{V}_\alpha) = \vec{\nabla} \sigma^{ij} + \rho_\alpha \vec{g}, \quad (7)$$

conocidas como las ecuaciones de Navier-Stokes,

$$\begin{aligned} \sigma^{ij} &= -\delta^{ij} p_\alpha + \mu_\alpha \left[\delta^{jk} \nabla_k v^i + \delta^{ik} \nabla_k v^j - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_k v^k \right] = -\delta^{ij} p_\alpha + \tau^{ij} \\ \tau^{ij} &= \mu_\alpha \left[\delta^{jk} \nabla_k v^i + \delta^{ik} \nabla_k v^j - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_k v^k \right] \end{aligned} \quad (8)$$

El caso particular de fluidos no viscosos ($\mu = 0$) nos lleva a las ecuaciones de Euler. Para un flujo laminar, la viscosidad se define de manera empírica a través de la ley de Sutherland [27]

$$\frac{\mu_\alpha}{\mu_\infty} = \left(\frac{T}{T_\infty} \right)^{(3/2)} \left(\frac{T_\infty + 110}{T + 110} \right), \quad (9)$$

donde T se refiere a la temperatura estática del aire en grados Kelvin. Para utilizar la ley de Sutherland tenemos que suponer que el gas es un gas ideal, es decir, que está compuesto por partículas puntuales con movimiento aleatorio y no interaccionantes entre sí. Para el aire vamos a tomar los valores de referencia: $T_\infty = 288$ K y $\mu_\infty = 17,9$ Pa s.

La energía total del sistema tiene que conservarse, matemáticamente lo podemos expresar de la siguiente manera,

$$\frac{\partial \rho_\alpha E_\alpha}{\partial T} + \vec{\nabla}(\rho_\alpha \vec{V}_\alpha H_\alpha) = \vec{\nabla}(\kappa(\vec{\nabla} T_\alpha) + v_i \tau^{ij}) \rho_\alpha \vec{g} \vec{V}_\alpha, \quad (10)$$

κ es la conductividad térmica calculada de manera similar a la viscosidad dinámica,

$$\kappa = C_1 \frac{T^{(3/2)}}{T + 133,7}, \quad (11)$$

donde C_1 es igual a 0,0021676 W/mK^(3/2).

El conjunto de 8 ecuaciones (ecuaciones 2,4,5,6) de flujo con 9 incógnitas ($\rho_\alpha, p_\alpha, u_\alpha, v_\alpha, w_\alpha, \mu_\alpha, \kappa_\alpha$) describe el comportamiento de un flujo laminar estacionario. La ecuación restante para poder resolver el sistema es la ecuación de estado para un gas ideal,

$$p_\alpha = \rho_\alpha R_\alpha T_\alpha, \quad (12)$$

Una vez resueltas las ecuaciones de flujo vamos a añadir las gotas de agua al fluido. Tendremos que resolver las ecuaciones de continuidad y conservación del momento para las gotas de agua,

$$\begin{aligned} \frac{\partial \alpha}{\partial t} + \vec{\nabla}(\alpha \vec{V}_d) &= 0 \\ \frac{\partial(\alpha \vec{V}_d)}{\partial t} + \vec{\nabla} \left[\alpha \vec{V}_d \otimes \vec{V}_d \right] &= \frac{C_d Re_d}{24K} \alpha (\vec{V}_a - \vec{V}_d) + \alpha \left(1 - \frac{\rho_\alpha}{\rho_d} \right) \frac{1}{Fr^2} \end{aligned} \quad (13)$$

El primer término a la derecha de la igualdad representa el arrastre actuando sobre gotas de agua de diámetro MWD. Es proporcional a la velocidad relativa de las gotas con respecto al fluido, al coeficiente de arrastre C_d y al número de Reynolds de las gotas de agua.

$$Re_d = \frac{\rho_\alpha MWD V_{\alpha,\infty} \|\vec{V}_\alpha - \vec{V}_d\|}{\mu_\alpha}. \quad (14)$$

Y a un parámetro de inercia,

$$K = \frac{\rho_d MWD^2 V_{\alpha,\infty}}{18L_\infty \mu_\alpha}. \quad (15)$$

El último termino representa la flotabilidad y la fuerza gravitatoria y es proporcional al número de Froude local (ver sección 6.3).

Parte del agua que está suspendida en forma de gotas de agua a través de todo el fluido impactará contra el perfil aerodinámico, generando una película de agua. La siguiente figura muestra los fenómenos de transferencia de calor y masa involucrados en la resolución de formación del hielo. En cada superficie sólida se modeliza la contaminación del perfil aerodinámico provocada por las gotas de agua como una capa fina de agua. La altura de la capa de agua tiene que ser determinada en todas las regiones de la malla. Dependiendo de las condiciones termodinámicas de la superficie, parte de esa capa fina de agua puede sublimarse o convertirse en hielo (ver Figura 7).

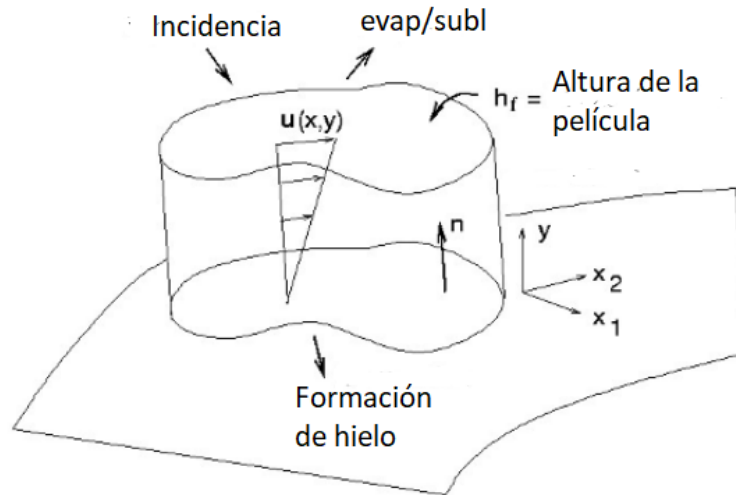


Figura 7. Esquema impregnación de agua en una superficie sólida.

La velocidad de la capa de agua V_f es una función de las coordenadas $x = (x_1, x_2)$ en la superficie e y (normal) a la superficie. El problema se simplifica introduciendo una dependencia lineal de la velocidad de la capa $\vec{V}_f(\vec{x}, y)$, normal a la superficie e imponiendo velocidad cero sobre la superficie:

$$\vec{V}_f(\vec{x}, y) = \frac{y}{\mu_f} \vec{\tau}_{\alpha,wall}(\vec{x}), \quad (16)$$

donde $\vec{\tau}_{\alpha,wall}$, es la fuerza de cizalladura provocada por el aire, es la fuerza predominante sobre la capa de agua. Esta aproximación está justificada ya que la altura de la capa de agua raramente supera los $10 \mu\text{m}$ [28]. Haciendo la media de velocidad de la capa a lo largo de la altura de esta, se puede derivar una velocidad media como sigue

$$\widetilde{V}_f(\vec{x}, y) = \frac{1}{h_f} \int_0^{h_f} \vec{V}_f(\vec{x}, y) dy = \frac{h_f}{2\mu_f} \tau_{\alpha,wall}(\vec{x}), \quad (17)$$

Una vez hallamos obtenido la velocidad media de la capa de agua sobre el perfil podremos plantear la ecuación de conservación de la masa. Esta vez habrá que tener en cuenta que parte del agua de la película se evaporará y otra se congelará. Vamos a plantear la ecuación de conservación de la masa,

$$\rho_f \left[\frac{\partial h_f}{\partial t} + \vec{\nabla}(\vec{V}_f h_f) \right] = V_\infty LWC\beta - \dot{m}_{evap} - \dot{m}_{ice}, \quad (18)$$

Los tres términos de la derecha de la igualdad hacen referencia a la transferencia de masa provocada por el impacto de las gotas de agua, la evaporación y la formación de hielo. La segunda ecuación expresa la conservación de la energía:

$$\begin{aligned} \rho_f \left[\frac{\partial h_f c_f \tilde{T}_f}{\partial t} + \vec{\nabla}(\tilde{V}_f h_f) \right] = & \left[c_f(\tilde{T}_\infty - \tilde{T}_f) + \frac{\vec{V}_d^2}{2} \right] V_\infty LWC\beta - L_{evap} \dot{m}_{evap} \\ & + \left(L_{fusion} - c_s \tilde{T} \right) \dot{m}_{ice} + \sigma \epsilon (T_\infty^4 - T_f^4) - c_h(\tilde{T}_f - \tilde{T}_{ice,rec}) + Q_{anti-icing}. \end{aligned} \quad (19)$$

Los tres primeros términos en la parte derecha de la igualdad corresponden a la transferencia de calor por el impacto de gotas de agua super enfriadas, por la evaporación y por la formación del hielo. Los últimos 3 en cambio hacen referencia a los flujos de calor de radiación, convección y conducción unidimensional.

Las magnitudes $\rho_f, c_f, c_s, \sigma, \epsilon, k_s, L_{evap}, L_{fusion}$ son propiedades físicas del fluido y del sólido. Las condiciones de referencia T_∞, V_∞, LWC son parámetros del flujo de aire y de las gotas de agua. La tensión de cizalladura local τ_{wall} y el flujo de calor Q_h son datos que se calcularán a través del módulo Fensap (ver sección 7). La eficiencia de colección de gotas β de agua y la velocidad de impacto de las gotas V_d está suministrado por el módulo DROP3D (ver sección 7). El flujo de masa debido a la evaporación se calcula utilizando un modelo paramétrico.

Hay que calcular 3 incógnitas, la altura de la capa h_f , la temperatura de equilibrio T_f , en la interfase aire/agua capa de agua/hielo/pared y la acumulación instantánea de hielo m_{ice} . Para cerrar el sistema son necesarias una serie de relaciones de compatibilidad. En base a las observaciones físicas realizadas [28] se pueden expresar de la siguiente manera,

$$\left\{ \begin{array}{l} h_f \geq 0 \\ \dot{m}_{ice} \geq 0 \\ h_f \tilde{T}_f \geq 0 \\ \dot{m}_{ice} \tilde{T}_f \leq 0 \end{array} \right. .$$

6.5. Modelos de flujo turbulento

Se considera que el flujo de un fluido es laminar cuando cada capa de fluido se mueve a una velocidad constante y en una dirección particular, además, las capas adyacentes no interactúan entre sí. El flujo turbulento en cambio, se caracteriza por un movimiento del fluido caótico, en el que las partículas se mueven de manera desordenada y la trayectoria de estas forman remolinos no periódicos. Estos remolinos presentan componentes de la velocidad en las 3 direcciones del espacio y con valores fluctuantes de esta.

El límite entre el flujo laminar y turbulento es un fenómeno dinámico que depende de varios factores, como la velocidad del fluido y las condiciones del entorno. Durante el presente

trabajo se va a trabajar con un número de Reynolds del orden de 15×10^6 . En una tubería el límite entre el fluido laminar y turbulento se da para un valor del número de Reynolds de entorno a 2.300, nosotros vamos a trabajar con un número de Reynolds 7.000 veces más grande que este por lo que podemos afirmar que el flujo de aire va a ser turbulento.

6.5.1. Modelo SST- $k-\omega$

Este modelo es un modelo de dos ecuaciones para resolver las ecuaciones de flujo en condiciones turbulentas, fue desarrollado por Menter en la década de 1990 [31]. La formulación SST *shear stress transport* en inglés combina las ecuaciones correspondientes a los modelos $k-\omega$ [29] y $k-\epsilon$. El modelo $k-\omega$ se utiliza para predecir la turbulencia en la parte interna de la capa límite y la ecuación $k-\epsilon$ se utiliza para predecir la turbulencia en el flujo libre, ya que el modelo $k-\omega$ es muy sensible a las perturbaciones del flujo en lo que será la entrada de aire del modelo. De esta manera se obtiene una solución más precisa en todo el dominio.

Un ejemplo de esto es la referencia [30], en este artículo se comparan diferentes modelos de flujo turbulento frente a gradientes de presión adversos del flujo de aire, el modelo SST proporciona la solución más precisa en lo que respecta a otros modelos de una y de dos ecuaciones. Todos los detalles acerca del modelo SST se proporcionan en las referencias [31] y [32].

6.5.2. Modelo Spalart-Allmaras

El modelo Spalart-Allmaras es un modelo de turbulencia de una sola ecuación que fué desarrollado por Philippe Spalart y Steven Allmaras en 1994 [33] y es uno de los modelos de turbulencia más utilizados en la industria aeronáutica.

A diferencia de los modelos de turbulencia de dos ecuaciones, como el modelo SST, el modelo Spalart-Allmaras se basa en una sola ecuación diferencial que describe la evolución de una variable de turbulencia. Esta variable es la viscosidad cinemática. El modelo Spalart-Allmaras se utiliza principalmente en simulaciones de flujos turbulentos de alta velocidad, como en la simulación de flujos alrededor de aviones y vehículos hipersónicos. El modelo es especialmente útil para flujos de alto número de Reynolds, donde los modelos de turbulencia de dos ecuaciones pueden ser inestables. Frente a modelos de dos ecuaciones tiene la ventaja de que es fácil de implementar y tiene un bajo costo computacional. Todos los detalles acerca del modelo se proporcionan en las referencias [33] y [34].

6.6. Método de volúmenes finitos

El método de volúmenes finitos es una técnica numérica utilizada para resolver ecuaciones diferenciales parciales (EDP) que describen el comportamiento de fluidos, gases y sólidos deformables [35]. En el método de volúmenes finitos, se parte de la ley de conservación de alguna propiedad del flujo, como la masa, el momento, la energía o alguna otra propiedad física relevante, y se divide el dominio en una malla de celdas o volúmenes finitos. Para cada celda o volumen, se establecen las condiciones de contorno y se resuelve la EDP correspondiente.

El método de volúmenes finitos tiene varias ventajas sobre otras técnicas numéricas, como el método de elementos finitos y el método de diferencias finitas. Por ejemplo, el método de volúmenes finitos conserva las propiedades físicas del flujo, lo que garantiza que la solución numérica sea físicamente coherente. Además, el método de volúmenes finitos es

muy adecuado para la solución de problemas con geometrías complicadas, ya que puede manejar fácilmente mallas no estructuradas y adaptativas [36]. El método consiste en lo siguiente, vamos a partir de la ecuación de transporte para una magnitud ϕ ,

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \nabla(\rho\vec{u}\phi) = \nabla(\Gamma\phi\nabla\phi) + Q^\phi \quad (20)$$

ϕ no tiene por que ser un termino escalar, puede ser también un término convectivo, de difusión o transitorio. La convección es un proceso físico que ocurre en un flujo de gas en el cual una propiedad es transportada por el flujo. La difusión en cambio es un proceso físico que ocurre en el flujo de un fluido en el cual una propiedad es transportada por el movimiento aleatorio de las partículas del gas. Γ representa el término de difusión y Q el término fuente. Este término se refiere a la cantidad de masa o volumen que se agrega o se elimina en una región determinada de un fluido en un tiempo determinado. Es decir, la fuente representa cualquier entrada o salida neta de un fluido a través de un área determinada. Vamos a asumir que la ecuación 20 está en estado estacionario, es decir el término transitorio tiende a cero y la vamos a aplicar a un volumen de control V_C . Un volumen de control es una región del espacio que se selecciona para analizar un sistema físico. La ecuación que tenemos aplicando estas condiciones es la siguiente,

$$\int_{V_c} dV \nabla(\rho\vec{u}\phi) = \int_{V_c} dV (\Gamma\phi\nabla\phi) + \int_{V_c} Q^\phi \quad (21)$$

Podemos expresar la anterior expresión en términos de la superficies de control utilizando el teorema de la divergencia de Gauss,

$$\oint_{\partial V_c} d\vec{S} \nabla(\rho\vec{u}\phi) = \oint_{\partial V_c} d\vec{S} (\Gamma\phi\nabla\phi) + \oint_{\partial V_c} Q^\phi \quad (22)$$

El principal reto a la hora de resolver la ecuación semi-discretizada aparece de la necesidad de integración del flujo en las caras de cada elemento. Por simplicidad vamos a escribir los términos de convección, de difusión y de flujo total de la siguiente manera,

$$\begin{aligned} \vec{J}^{\phi,C} &= \rho\vec{u}\phi \\ \vec{J}^{\phi,D} &= \Gamma\phi\nabla\phi \\ \vec{J}^\phi &= \vec{J}^{\phi,C} + \vec{J}^{\phi,D} \end{aligned}$$

Por último reemplazamos la integral de superficie sobre C por un sumatorio de los términos de flujo en cada cara

$$\oint_c d\vec{S} \vec{J}^\phi = \sum_{caras(V_c)} \left(\int_{cara} \vec{J}_{cara}^\phi \right) \quad (23)$$

6.7. Mallado

El proceso de dividir un dominio continuo en un número finito de volúmenes o elementos interconectados se conoce como mallado. El conjunto de estos elementos forma una malla, la cual se usa para describir la geometría del problema y donde se resolverán las ecuaciones diferenciales discretizadas. La precisión y la eficiencia de una simulación CFD va a depender en gran medida de la calidad de la malla utilizada. Una malla bien diseñada debería tener los elementos suficientes como para capturar las características importantes del flujo manteniéndose lo más simple posible para no generar un coste computacional innecesario.

Hay diferentes tipos de mallas que se pueden utilizar, entre las que se incluyen las mallas estructuradas, no estructuradas e híbridas (ver Figura 8).

- Mallas estructuradas: conjunto de elementos interconectados, alineados de manera regular. Su generación es sencilla y eficiente. La regularidad de la malla permite una indexación y un almacenamiento en memoria simple.
- Mallas no estructuradas: conjunto de elementos interconectado, de formas irregulares y que pueden ser de varios tamaños y formas. Este tipo de mallado da mayor facilidad a la hora de representar geometrías complejas y puede ser reestructurado en partes donde mayor precisión es necesaria. Requieren menos elementos para formar la malla manteniendo una alta precisión.
- Mallas híbridas: tipo de mallado que combina los dos anteriores. Se utiliza cuando el problema tiene diferentes regiones de interés donde uno o otro mallado es más eficiente. Su mayor virtud es la flexibilidad para elegir el tipo de mallado que se va a utilizar.

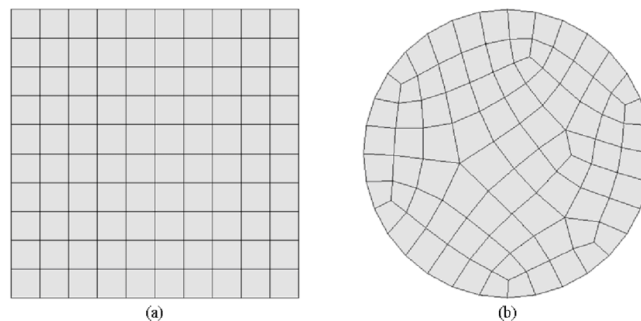


Figura 8. a) Malla estructurada, b) Malla no estructurada.

Parámetro y^+

El parámetro y^+ es un parámetro adimensional utilizado para caracterizar el tamaño de la capa límite cerca de una superficie sólida. El parámetro y^+ se utiliza para garantizar que la malla esté adecuadamente resuelta en la capa límite donde el comportamiento del flujo está fuertemente influenciado por la presencia de la superficie sólida. Se define como,

$$y^+ = \frac{\rho u y}{\mu} \quad (24)$$

donde ρ es la densidad del fluido, u es la velocidad del fluido, y es la distancia desde la superficie hasta el centroide de la primera celda y μ es la viscosidad del fluido. El valor del parámetro y^+ indica el tipo de capa límite que está presente cerca de la superficie:

- $y^+ < 1$: Subcapa laminar, donde el flujo está fuertemente influenciado por los efectos viscosos del fluido.
- $1 < y^+ < 5$: Capa de transición, donde el flujo transita de laminar a turbulento.
- $y^+ > 5$: Capa turbulenta totalmente desarrollada, donde el comportamiento del flujo está dominado por la turbulencia.

En la Figura 9 se puede observar la evolución desde una subcapa laminar a una dominada por un flujo turbulento.

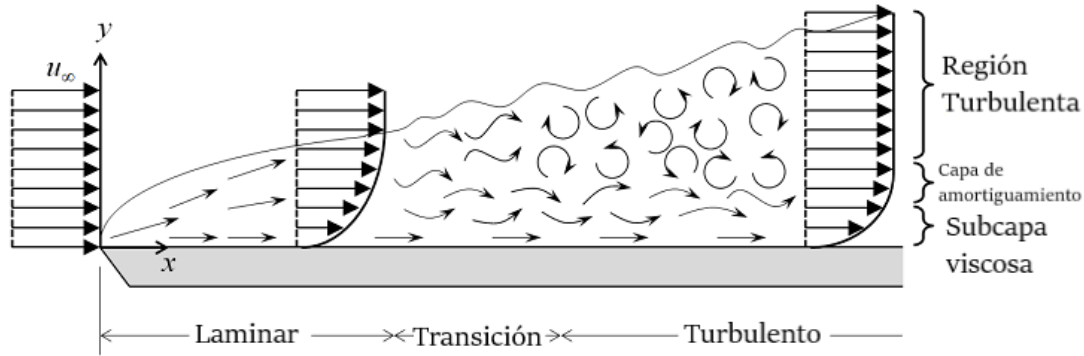


Figura 9. Evolución flujo capa límite.

7. Software

ANSYS FENSAP-ICE [37] es un software de simulación numérica de fluidos computacional (CFD) especializado en la simulación de flujos y transferencia de calor en sistemas de enfriamiento y de prevención de la formación de hielo en aeronaves. Es un módulo específico dentro de la plataforma de simulación ANSYS, diseñado para la industria aeroespacial y de defensa.

Se va a trabajar con la versión de estudiante, la cual es gratuita para estudiantes universitarios, esta versión tienen una serie de limitaciones en comparación con el programa en su versión comercial. La principal desventaja es el número de elementos y de nodos que soporta el programa, el máximo en ambos valores es de 512.000, esto tendrá una serie de consecuencias que se discutirán más adelante. Este software engloba un total de 8 módulos para poder hacer un análisis detallado y preciso de los fenómenos de formación de hielo. En el presente trabajo se va a trabajar con tres módulos diferentes, los cuales van a complementarse el uno al otro.

El primer módulo que vamos a utilizar es el módulo FENSAP, este módulo se encarga de resolver las ecuaciones de Navier-Stokes en régimen estacionario y transitorio en 3D. En nuestro caso el fluido con el que vamos a trabajar es el aire, el cual es un fluido viscoso y su flujo será turbulento. Como archivo de entrada el módulo va a requerir un archivo en el que se especifique el dominio computacional y su correspondiente malla.

El segundo módulo es el llamado DROP3D y va a tener como archivo de entrada la solución del flujo de aire proporcionada por el módulo FENSAP. Este módulo utiliza un modelo euleriano en 3D para el cálculo de los impactos de las gotas de agua y cristales de hielo sobre una superficie. Que sea un modelo euleriano implica que las diferentes fases del sistema son matemáticamente continuas y comparten la misma presión de flujo. La función principal del módulo será resolver las ecuaciones en derivadas parciales que describen la velocidad de las partículas en el fluido y de la concentración de agua en el aire. En una única simulación, se puede obtener la concentración de agua a lo largo del perfil aerodinámico, los vectores de velocidad de las partículas, la distribución de eficiencia de captación de agua y los patrones de impacto. Las gotas de agua serán distribuidas de manera aleatoria en el *inlet* del dominio computacional atendiendo a un único parámetro el MWD. Este módulo también tendrá como archivo de salida un fichero con toda la información correspondiente a la distribución de las gotas de agua.

Por último, tenemos el módulo ICE3D, está basado también en la resolución de las ecuaciones en derivadas parciales termodinámicas que describen los procesos de formación de hielo. Este módulo va a necesitar dos archivos de entrada, los generados por Fensap y DROP3D. El módulo será utilizado para calcular la geometría del hielo formado, el grosor de la capa de agua formada y la temperatura de la superficie. De esta manera se obtendrá la contaminación del perfil aerodinámico en un tiempo y para unas condiciones determinadas.

Este diseño modular nos permite estudiar el impacto de varios parámetros sobre la formación de hielo de una manera eficiente. La modificación de un determinado parámetro en una simulación no implica tener que realizar la simulación desde un principio. En la Tabla 6 se muestran las simulaciones que habría que repetir a la hora de realizar un cambio en uno de los parámetros principales de las simulaciones.

Tabla 6. Influencia de varios parámetros en las simulaciones de formación de hielo.

Parámetro	Fensap	DROP3D	ICE3D
Ángulo de ataque	✓	✓	✓
Velocidad del aire	✓	✓	✓
Altitud	✓	✓	✓
Temperatura del aire		✓	✓
MWD		✓	✓
LWC			✓

Existen varias opciones a la hora de aplicar los módulos y realizar las simulaciones. Supongamos que queremos exponer nuestro perfil a unas condiciones climatológicas determinadas durante un tiempo total t . Una opción es calcular como el perfil modifica el flujo de aire, calcular la impregnación de las gotas de agua y por último calcular la capa de hielo formada en ese tiempo total t . Ese planteamiento tiene una desventaja y es que no es coherente con lo observado en la naturaleza. Lo que pasa en realidad es que el hielo se va generando poco a poco y a medida que este aparece el flujo de aire sobre el perfil se ve alterado y en consecuencia la impregnación de agua sobre el mismo. El hielo generado en ambos casos no va a ser igual, se optará por dividir el intervalo total de tiempo en una serie de intervalos más pequeños para tener en cuenta la formación de hielo y como esta afecta a los demás parámetros de la simulación. El esquema de trabajo es el siguiente (ver Figura 10),

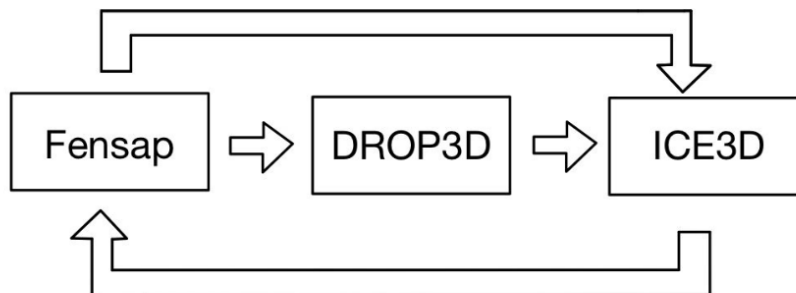


Figura 10. Diagrama de flujo módulos Fensap-ice.

Este planteamiento tiene una desventaja, y es que no se va a tener en cuenta la posible

disminución de la capa de hielo. Es decir, supongamos que se ha dividido el intervalo de tiempo total t en n sub-intervalos, en cada sub-intervalo se podrá generar hielo adicional o mantenerse igual que en el sub-intervalo anterior. El motivo de esto radica en como se realiza la reestructuración de la malla, una vez se ha simulado un determinado sub-intervalo i el hielo es sumado al perfil aerodinámico, en otras palabras, se unen y son indistinguibles. De esta manera el perfil considerado en el sub-intervalo i será la suma del perfil aerodinámico más el hielo formado en los $i-1$ sub-intervalos anteriores. Tampoco se tendrá en cuenta la posibilidad de desprendimiento de las capas de hielo una vez formadas.

8. Modelado

Se va a utilizar el perfil aerodinámico NACA-23012 (Ver Figura 11). Es un tipo de perfil simétrico muy utilizado en aplicaciones aeronáuticas. Fue diseñado por el Comité Asesor Nacional estadounidense para la Aeronáutica (NACA, por sus siglas en inglés) en la década de 1930 y es uno de los perfiles más populares de la serie NACA. Se caracteriza por generar una gran fuerza de sustentación y poca resistencia al aire.

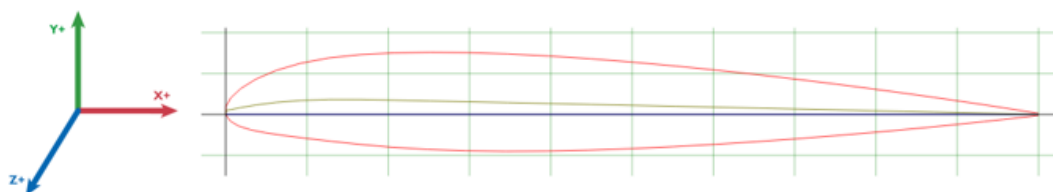


Figura 11. Sección del perfil NACA-23012.

La sección del ala tendrá 1 m de largo (a lo largo del eje x) y 0,3 m de ancho (a lo largo del eje z) (ver Figura 12).

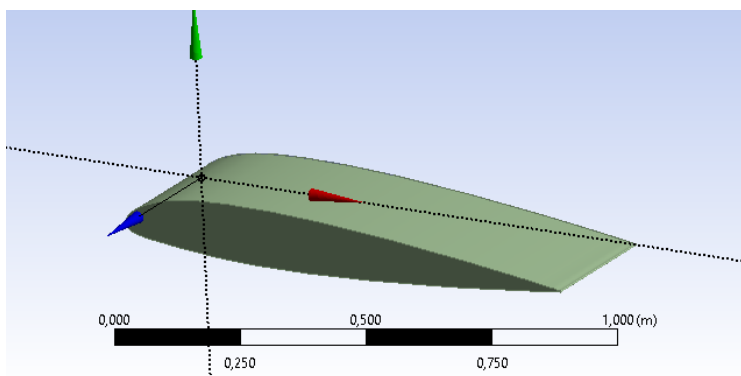


Figura 12. Vista isométrica perfil NACA-23012.

8.1. Dominio computacional

Una vez elegido el perfil aerodinámico, se define un dominio en el cual se van a resolver las ecuaciones que hemos mencionado en el fundamento teórico. Es importante que el dominio elegido sea lo suficientemente grande para que todos los cambios significativos en las características del fluido queden recogidos dentro, pero no demasiado grande, ya que eso podría añadir un coste computacional innecesario a las simulaciones. Para evaluar si el dominio computacional es lo suficientemente grande se va a analizar el campo de presiones del fluido, ya que la diferencia de presión es la que está generando la fuerza de sustentación. Sabemos que los cambios de presión más grandes se van a dar alrededor del perfil

aerodinámico. Por lo que, si en los extremos del dominio se observa una presión similar a la presión ambiente, el dominio computacional será lo suficientemente grande. El dominio elegido para llevar a cabo la simulación va a ser un paralelepípedo (ver Figura 13), esta forma nos va a permitir definir de una manera más sencilla las condiciones de contorno ya que la velocidad de flujo de aire será perpendicular a la pared frontal del dominio.

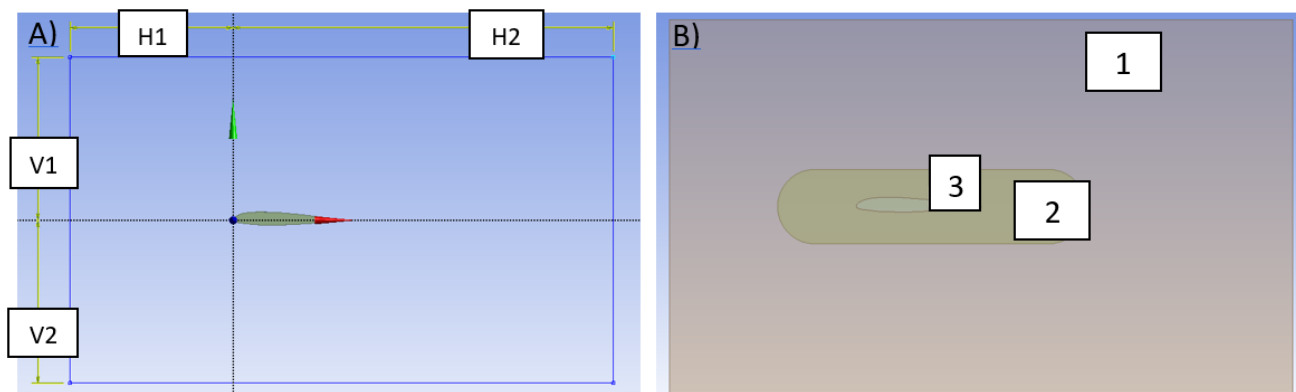


Figura 13. A) Dominio computacional, B) Diferentes regiones del dominio.

El borde de ataque del perfil va a estar situado a lo largo del eje z. La profundidad del paralelepípedo será de 0,3 m. Las medidas de la Figura 13 hacen referencia a los siguientes valores. $V_1 = V_2 = H_1 = 1,5$ m y $H_2 = 3$ m.

8.2. Construcción de la malla

Una vez definido el dominio en el que se van a llevar a cabo las simulaciones vamos a generar la malla. Se ha optado por elegir una malla no estructurada formada por volúmenes tetraédricos y hexaédricos. Como se ha mencionado previamente en la sección de software el número de elementos de la malla no debe superar los 512.000 elementos. Se van a diferenciar tres regiones a la hora de generar la malla, la región más alejada del perfil aerodinámico que vamos a denominar región 1, una región más reducida alrededor del perfil aerodinámico, región 2, y por último la región más cercana al perfil aerodinámico, donde se simulará el comportamiento del fluido en la capa límite, región 3 (ver Figura 13).

La región 1 se va a caracterizar por el uso de elementos tetraédricos. Las variaciones de presión en esta región se espera que sean pequeñas, por lo tanto, no es necesario que la densidad de elementos sea tan grande como en las otras regiones. En la región 2 se van a utilizar también elementos tetraédricos, pero se va a refinar la cuadrícula. En esta región se espera que se generen mayores cambios de presión, por lo que vamos a necesitar más precisión que en la región 1. Disminuyendo el tamaño de los elementos conseguimos que la densidad de elementos aumente, describiendo de una manera más precisa los gradientes de las magnitudes físicas calculadas.

Por último, en la región 3, vamos a generar una cuadrícula de elementos hexaédricos alrededor del perfil aerodinámico para el estudio de la capa límite. En la simulación se va a trabajar con un y^+ de 30. Para este valor de y^+ estaremos estudiando una capa turbulenta totalmente desarrollada, no se ha elegido un y^+ menor puesto que el número de elementos tendría que ser mayor y la limitación del programa sería un problema. Además, cuando se empiece a generar el hielo la superficie del perfil dejará de ser lisa por lo que el régimen laminar será despreciable sobre el perfil. El espesor de la primera celda en contacto con el

perfil celda será fijado a 0,0014 m. En la Figura 14 se puede ver la malla construida para las 3 diferentes regiones.

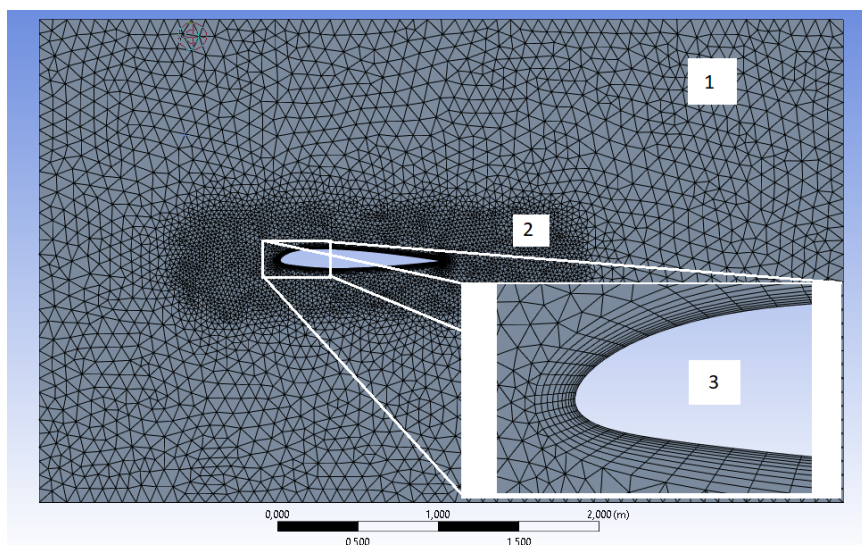


Figura 14. mallado con 506215 elementos.

Una vez hemos establecido como va a ser el mallado en las tres diferentes regiones, vamos a generar mallados con diferentes densidades de elementos. Se van a obtener las diferentes configuraciones del mallado variando las densidades en las regiones 1 y 2 mientras que la altura de la primera celda en contacto con el perfil y el número de capas de inflación lo vamos a mantener constante. Las capas de inflación son las capas que se van haciendo progresivamente más grandes, empezando por la capa directamente en contacto con el perfil aerodinámico, estas capas forman una malla estructurada. La Tabla 7 recoge las características de 5 diferentes configuraciones con las que se va a trabajar,

Tabla 7. Diferentes configuraciones de mallado (10 capas de inflación).

Parámetro	Config. 1	Config 2.	Config 3.	Config. 4	Config. 5
tamaño elementos región 1	0,087	0,09	0,11	0,15	0,2
tamaño elementos región 2	0,025	0,028	0,03	0,035	0,045
Espesor primera celda	0,0014	0,0014	0,0014	0,0014	0,0014
# elementos	506.215	426.922	350.038	244.348	166.916
# nodos	134.282	117.905	96.789	68.552	49.612

En la Figura 15 se puede ver como se varía la malla para las diferentes configuraciones.

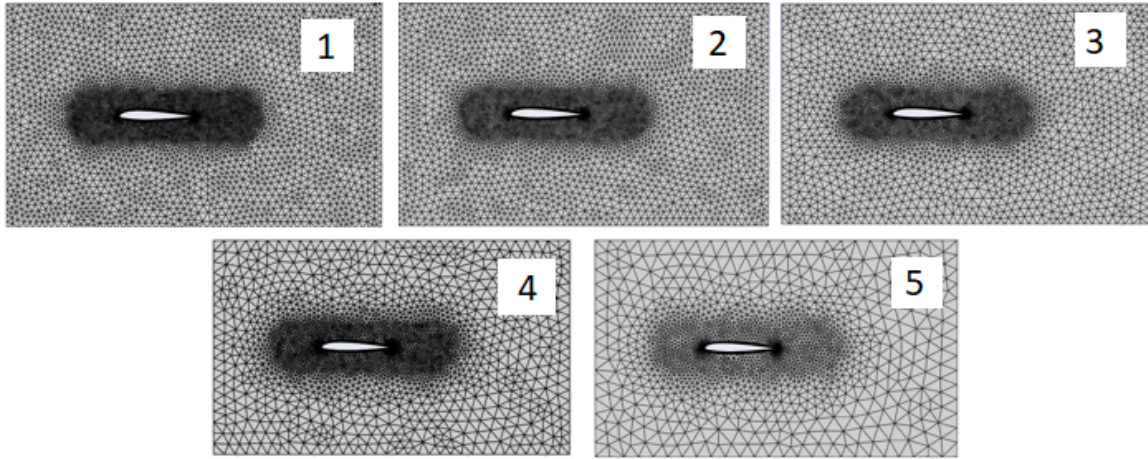


Figura 15. Diferentes configuraciones del mallado.

Antes de evaluar la sensibilidad de la malla, se va a comprobar que el dominio computacional es lo suficientemente grande. Para ello vamos a utilizar la configuración 1 de la malla y vamos a realizar la simulación para los parámetros típicos de un avión comercial en vuelo (ver Tabla 8). Se va a utilizar la configuración 1 para la malla puesto que es la malla tiene mayor densidad de elementos y se espera que el resultado calculado describa mejor los procesos físicos involucrados.

Tabla 8. Parámetros físicos evaluación validez dominio.

AOA	0°	10°
V_α	236,11 m/s	236,11 m/s
Altura de vuelo	4.000 m	4.000 m
Presión atmosférica	61.706,925 Pa	61.706,925 Pa

Utilizando los parámetros de la Tabla 8, obtenemos la distribución de presión alrededor del perfil (ver Figura 16),

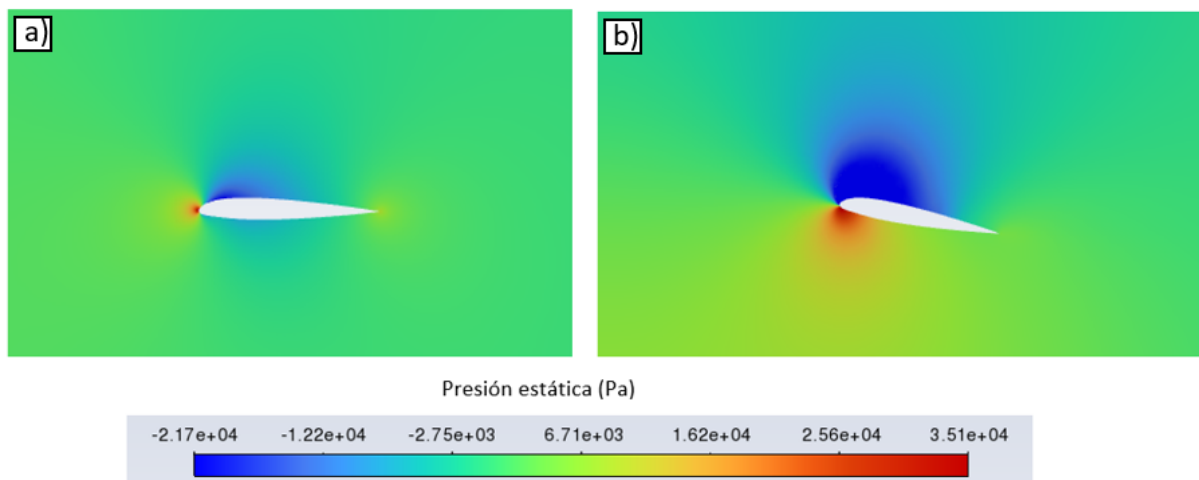


Figura 16. Distribución de presión estática, a) AOA=0°, b) AOA=10°.

En la Figura 16 (A) podemos observar como afecta el perfil aerodinámico a la distribución de presiones del aire. En la parte anterior del perfil se ha generado una región de alta presión, mientras que, en la parte superior e inferior se ha generado una disminución de presión. La presión en la parte superior del perfil es menor que en la inferior, generando una fuerza de sustentación. Los extremos del dominio computacional no presentan cambios de presión apreciables, pero recordemos que el perfil utilizado para la simulación es el perfil aerodinámico sin contaminar y además para un ángulo de ataque de 0° .

En la Figura 16 (B) se puede apreciar como varía la distribución de presiones cuando aumentamos el ángulo de ataque a 10° . En este caso podemos observar los cambios de presión se dan para una zona más amplia del dominio. Una vez se empieza a generar el hielo la distribución de presiones también se verá afectada y por lo tanto la región en la que los cambios de presión son significativos aumentará también. El siguiente paso será cuantificar como afecta la densidad de elementos de las 5 configuraciones que hemos diseñado a un parámetro de control.

8.3. Evaluación sensibilidad de la malla

Una vez establecido el dominio y las características del mallado se va a probar el efecto de la densidad de elementos de la malla sobre un parámetro de control. El parámetro de control elegido es el coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico (ver Ecuación 4). Se van a utilizar los modelos para la resolución de flujos turbulentos mencionados en la sección 5.5, el modelo SST- $k-\omega$ y el modelo Spalart-Allmaras. Las simulaciones se van a realizar en un rango de elementos de 166.916 a 506.215 y para un número de Reynolds $Re = 500,000$ ya que para este valor del número de Reynolds contamos con resultados experimentales en un túnel de viento [38]. El número de Reynolds ha sido calculado utilizando la Ecuación 3 para unos valores de $u = 7 \text{ m/s}$, $c = 1 \text{ m}$ y $\nu = 1,382 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$.

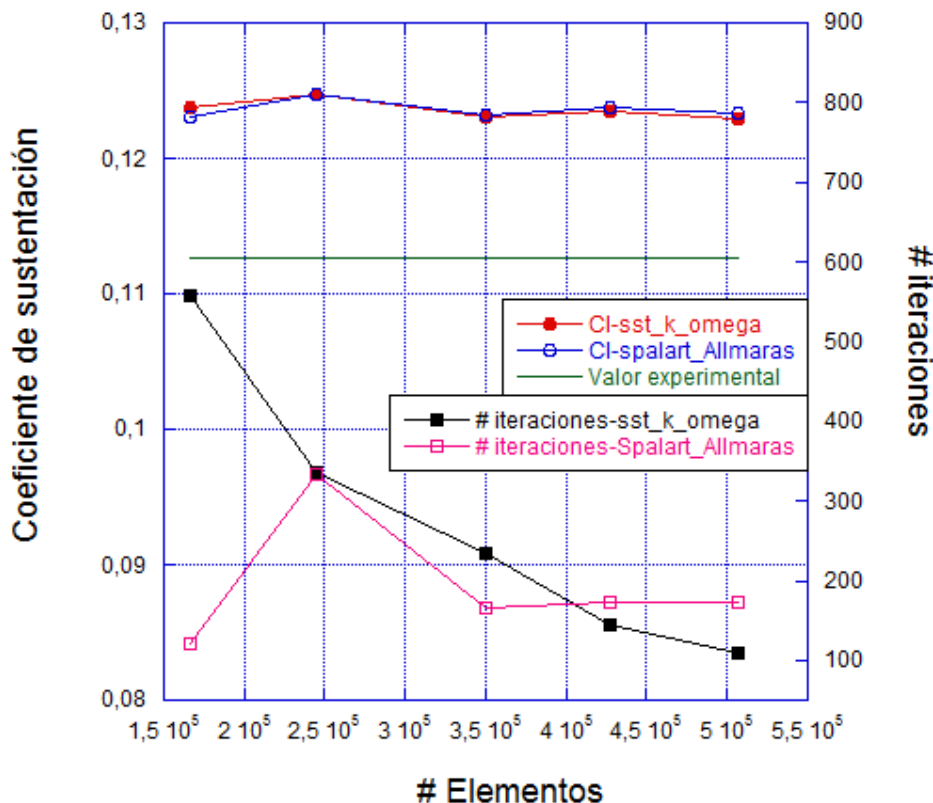


Figura 17. Coeficiente de sustentación vs # elementos para un $Re=500.000$.

En la figura 17 se puede observar como para mayor número de elementos el modelo SST- $k-\omega$ se acerca más al resultado experimental, aunque la diferencia entre ambos métodos de resolución de flujo turbulento es mínima, entorno a un 0,4 %. A la hora de hacer la elección de la configuración del mallado se tendrán en cuenta dos cosas, que la configuración elegida proporcione el resultado más cercano al valor experimental y que el coste computacional sea bajo. El coste computacional lo vamos a definir como las iteraciones necesarias para la convergencia del coeficiente de sustentación. Por una parte tenemos el modelo SST- $k-\omega$ con el que se observa una clara tendencia asintótica hacia menor número de iteraciones a medida que los elementos en el mallado aumentan. Cuando se utiliza el modelo de Spalart-Allmaras, aparece esta tendencia asintótica a partir de 244.348 elementos. Este resultado es esperable ya que a mayor número de elementos resolveremos con mayor precisión las ecuaciones de flujo y por tanto la solución convergerá también más rápido. Los resultados obtenidos son claros, la forma de conseguir el resultado más cercano a los valores experimentales será utilizar un número de elementos de 506.215 y el modelo de SST- $k-\omega$ para la descripción del flujo turbulento ya que presenta la mayor precisión junto al menor número de iteraciones.

Ahora bien, no nos va a interesar utilizar un número de elementos tan cercano al límite del programa (512.000). Y es que, como hemos comentado en la sección 7 de software, el módulo ICE3D proporciona un archivo de salida con un nuevo mallado del perfil aerodinámico, pero contaminado por la formación de hielo. Al generarse masas de hielo el programa adapta la malla de manera automática, incluyendo las nuevas formaciones cristalinas. Esto implica que el número de elementos aumentará. Si elegimos la configuración de 506.215 elementos, únicamente se podrá aumentar el número de elementos en 5.785, ya que un mayor número de elementos no serían soportados por el programa. Se va a optar por sacrificar precisión en el resultado seleccionando la malla de 426.922. El valor del coeficiente de sustentación obtenido con este número de elementos diverge del valor esperado en un 5,1 % para la configuración de 426.922 elementos y la diferencia entre la configuración de 506.215 y la de 426.922 elementos es únicamente de un 0,4 %. Si se utiliza el modelo de Spalart-Allmaras se obtiene que el valor del coeficiente de sustentación difiere un 5,36 % y en un 0,3 % respecto a la malla de 506.215 elementos. Podemos ver en la figura 21 que el número de iteraciones para el modelo SST- $k-\omega$ es menor para el caso de 426.922 elementos por lo que éste modelo va a ser elegido para realizar las simulaciones. Además, eligiendo la configuración 2 frente a la 3 (ver Tabla 7) reducimos el número de iteraciones necesarias por simulación en un 40 %, hecho que será de vital importancia ya que se realizarán un gran número de simulaciones en el estudio. Es por estos motivos que la configuración utilizada para el resto de simulaciones será la configuración 2. Esto nos otorga un mayor grado de libertad a la hora de trabajar con el programa.

9. Simulación

Las condiciones climatológicas utilizadas para realizar las simulaciones son las recogidas en la sección 5 (ver Figura 3). Se van a estudiar un total de 16 casos, estos van a ser separados en 4 grupos de 4, cada uno de los grupos los vamos a designar por una letra mayúscula desde la A hasta la D. Dentro de cada grupo se mantendrá la temperatura constante y se variarán los parámetros LWC y MWD (ver Tabla 9). Como ya se ha mencionado en la sección 6 de software, por limitaciones técnicas no se va a considerar ni el desprendimiento de trozos de hielo ni la disminución de la capa de hielo una vez esta sea formada. Los parámetros atmosféricos serán los especificados en la Tabla 8.

Se va a exponer al perfil aerodinámico un total de 1.000 segundos distribuidos en 5 sub-

Tabla 9. Casos de estudio, LWC en función de MWD y T .

Caso	$T(K)$	LWC (g/m^3)	MWD (μm)
A1	271	0,760	15
A2	271	0,595	20
A3	271	0,347	30
A4	271	0,140	40
B1	268	0,700	15
B2	268	0,531	20
B3	268	0,299	30
B4	268	0,125	40
C1	258	0,450	15
C2	258	0,319	20
C3	258	0,165	30
C4	258	0,078	40
D1	243	0,200	15
D2	243	0,141	20
D3	243	0,070	30
D4	243	0,038	40

intervalos de 200 segundos. Las condiciones meteorológicas de la tabla 9 hacen referencia a nubes estratiformes de hasta 32 km. Si la velocidad de vuelo promedio de un avión es de 236,11 m/s implica que en un intervalo de tiempo de 200 segundos el avión será capaz de atravesar al menos una de estas nubes. Se ha calculado también la masa total de hielo que se ha formado en el perfil aerodinámico.

9.1. $T=271$ K

Para una temperatura de 271 K los resultados son los siguientes,

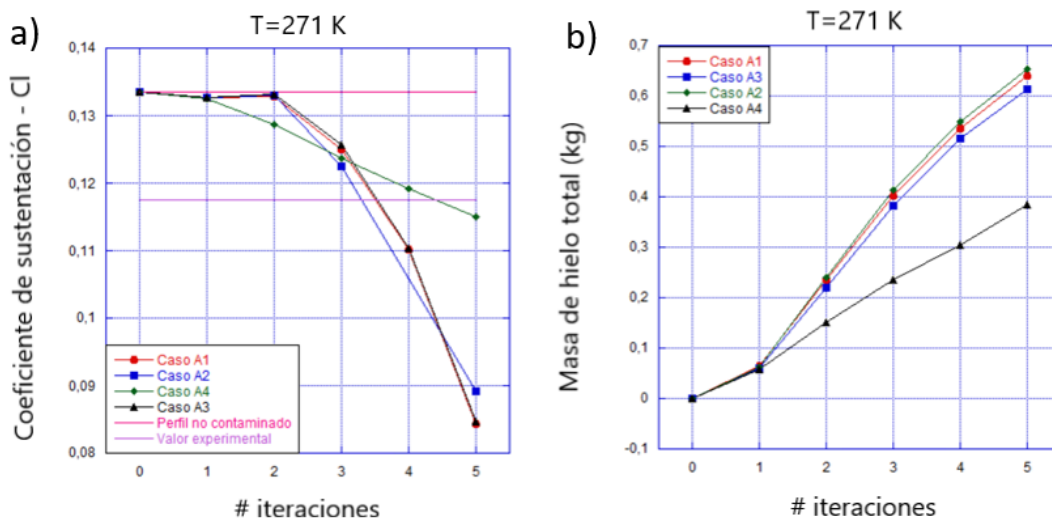


Figura 18. a) Coeficiente de sustentación grupo A, b) Masa de hielo generada grupo A.

En la Figura 18 se aprecia una relación clara entre la masa de hielo generada y la disminución del coeficiente de sustentación. Para los casos A1-A3 la masa de hielo generada

es prácticamente la misma y los tres presentan una degradación del coeficiente de sustentación de aproximadamente el 35%. En el caso A4 se genera un 33% menos de hielo que en los otros, y esto provoca que el coeficiente de sustentación no disminuya tanto. Respecto del valor inicial el caso A4 ha sufrido una degradación de únicamente el 13,2%. Hay una tendencia común para los tres casos, y es que a menor LWC y mayor MWD menos hielo se genera. Vamos a comparar las formas en las que el hielo se ha formado para los 4 perfiles (ver Figura 19).

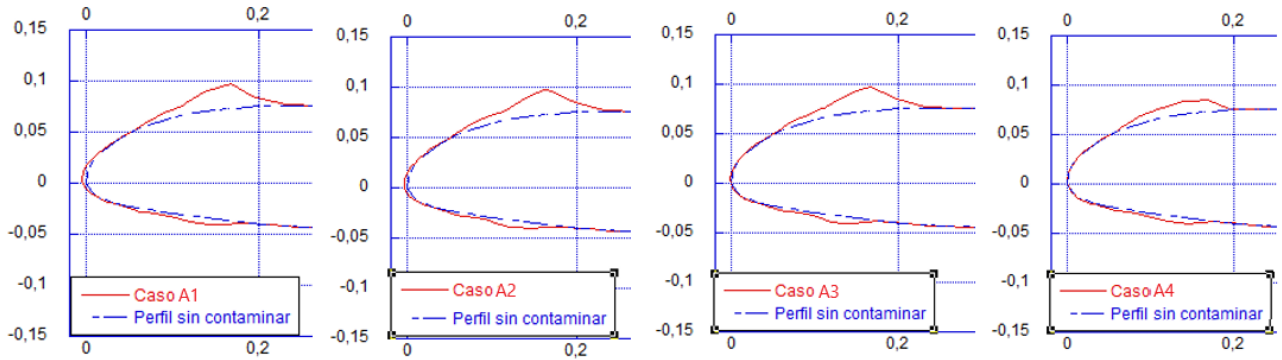


Figura 19. Perfil aerodinámico y perfil contaminado (m), grupo A.

Los casos en los que el coeficiente aerodinámico ha tenido una mayor degradación coinciden con la aparición de unas estructuras de hielo en forma de pirámides en la parte superior del perfil en torno a los 0,18 m en la dirección x y presentan una altura aproximada de 0,03 m (ver Figura 19 casos(A1-A3)). En el caso A4 en cambio podemos ver una deposición de hielo más redondeada y de menor altura que para los otros casos.

9.2. $T=268\text{ K}$

Para $T=268\text{ K}$ se han obtenido los resultados de la Figura 22,

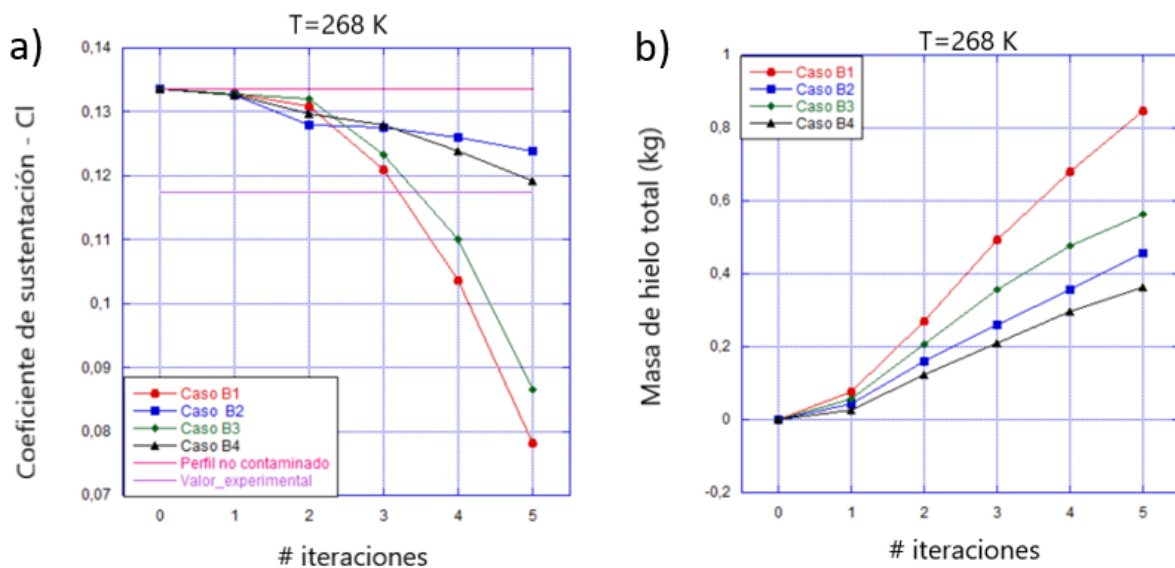


Figura 20. a) Coeficiente de sustentación grupo B, b) Masa de hielo generada grupo B.

Para este grupo se observa algo que no ha sucedido para los casos del grupo A, esta vez la mayor degradación del coeficiente de sustentación ha ocurrido para los casos C2 y C4. La degradación ha sido del 41,1 % y 34,9 % respectivamente. Para los casos B1 y B3 en cambio, la degradación no ha superado el 6,6 % y 10 % respectivamente. La tendencia que habíamos observado de que a mayor LWC y menor MWD se generaba más hielo, no se ha cumplido para esta isoterma. Vamos a ver como ha variado la forma de la generación de hielo para cada caso (ver Figura 21).

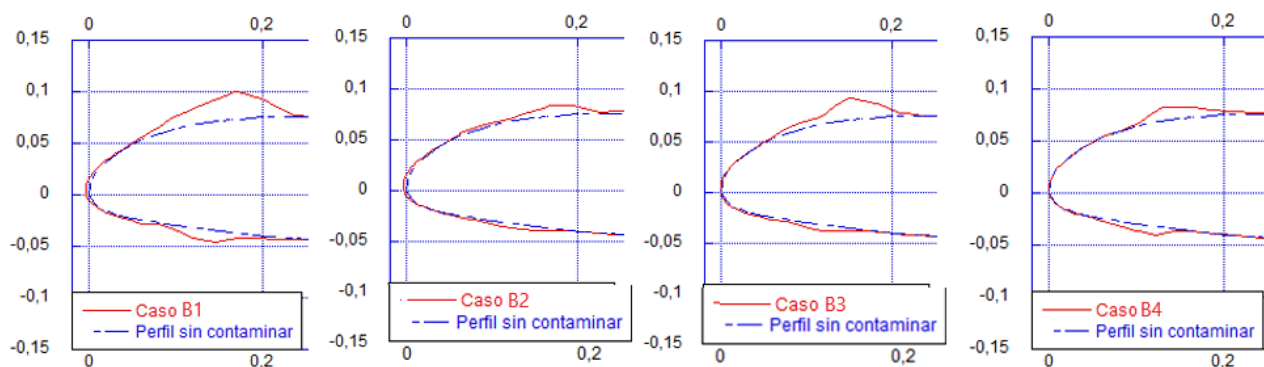


Figura 21. Perfil aerodinámico y perfil contaminado (m), grupo B.

Los casos B1 y B3 (ver Figura 21) presentan una estructura de hielo en la parte superior muy parecida a los casos A1,A2 y A3 (ver Figura 19). Coincidiendo además con la mayor degradación del coeficiente de sustentación. Los casos B2 y B4 presentan unas formaciones de hielo redondeadas y una degradación del coeficiente de sustentación muy baja.

9.3. $T=258\text{ K}$

Los resultados obtenidos para $T=258\text{ K}$ son los recogidos en la Figura 22,

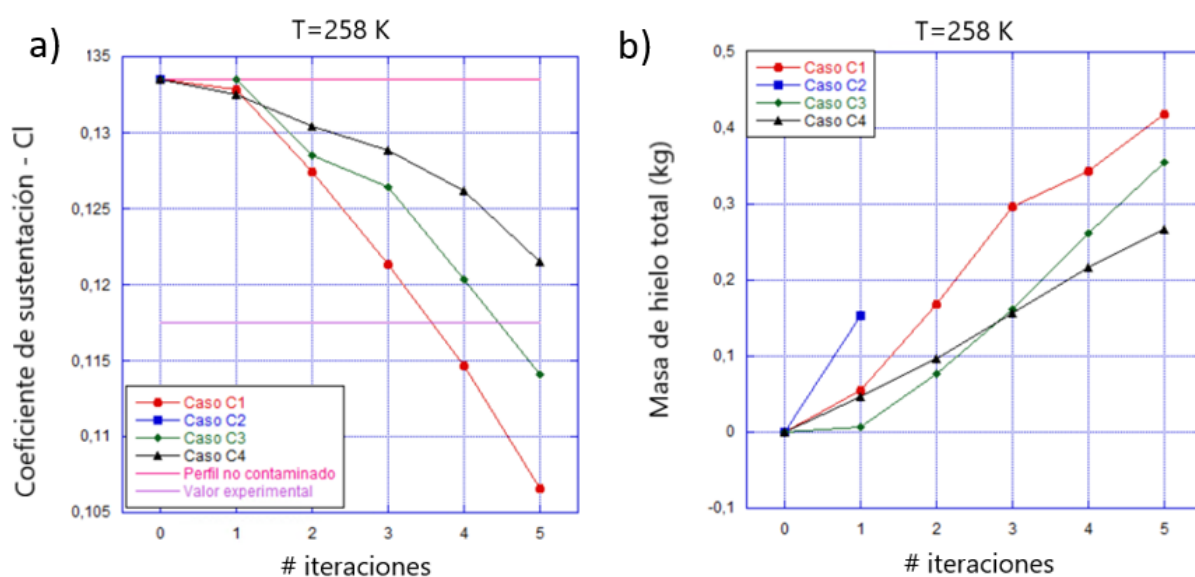


Figura 22. a) Coeficiente de sustentación grupo C, b) Masa de hielo generada grupo C.

No ha sido posible aplicar el método descrito con anterioridad para el caso C2. Si sometemos el perfil a estas condiciones climatológicas se empezarán a formar sobre el perfil una serie de conos de hielo. Estas estructuras se forman de manera muy rápida y su geometría es muy irregular. Debido a la estructura compleja de estas formaciones y su rápida aparición el programa no es capaz de realizar una reestructuración de la malla. Esto puede ser debido a que la densidad de elementos alrededor de las formaciones de hielo no es lo suficientemente grande y por lo tanto no somos capaces de simular de manera adecuada la formación de estas o por qué el tiempo de simulación es demasiado grande. Para paliar este efecto se podría utilizar la configuración 1 de la malla (ver Tabla 7) pero al realizar la reestructuración de la misma el número de elementos generados sería mayor de los que el programa en la versión de estudiante puede soportar (512.000 elementos). Se ha probado a reducir el tiempo de exposición pero el resultado es el mismo. En la Figura 23 se pueden apreciar dichas estructuras,

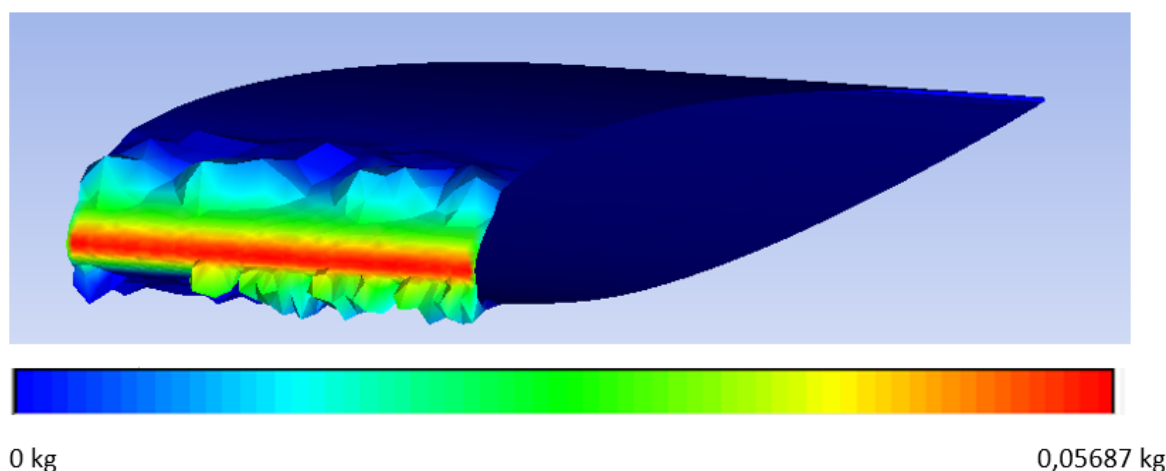


Figura 23. Perfil aerodinámico y perfil contaminado (m), grupo C.

Este tipo de formaciones de hielo también se forman en la naturaleza, en la Figura 24 podemos ver estructuras cristalinas similares sobre otro perfil aerodinámico. Este hielo es transparente y forma estructuras cónicas distribuidas a lo largo de todo el perfil. Lo mismo que se vé para el caso C2 (ver Figura 23). Éste sería un claro ejemplo de formación de hielo del tipo *glaze ice* (ver Figura 2).



Figura 24. Formación de hielo tipo *glaze ice*.

Vamos a analizar la forma del hielo generado para los casos del grupo C. Los resultados son los siguientes (ver Figura 25),

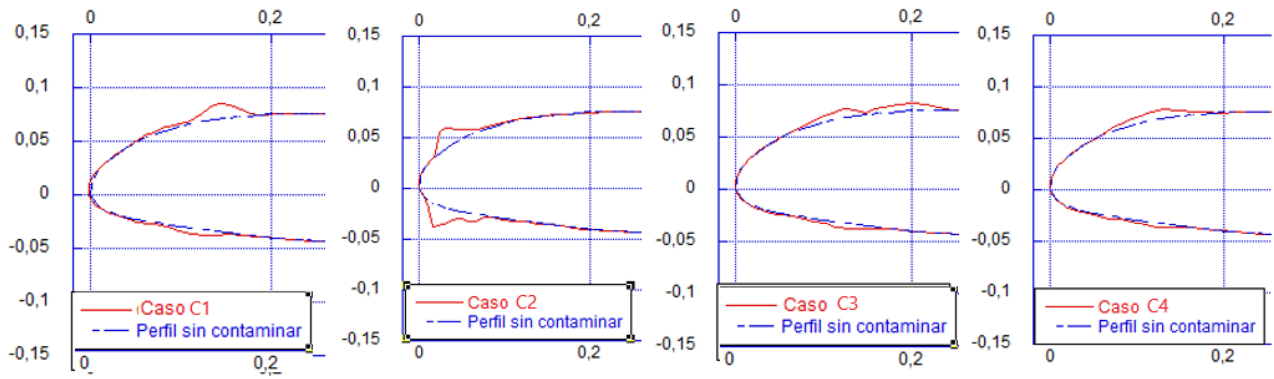


Figura 25. Formación de hielo iteración 5 grupo C.

Las estructuras piramidales siguen estando presentes a este rango de temperaturas pero en mucha menor medida. El caso C1 presenta este tipo de formaciones y coincide con la mayor degradación del coeficiente de sustentación, presentando una disminución de 19,7%. En comparación con el grupo A y B esta vez se ha generado menos hielo sobre el perfil excepto en el caso C2 en el que se puede observar una gran acumulación de hielo para la primera iteración, podemos teorizar que hubiera seguido esa tendencia para siguientes iteraciones ya que las formaciones de hielo hubieran aumentado la superficie donde se deposita el agua y por lo tanto formando más hielo.

9.4. $T=243$ K

Por último vamos a analizar el caso de $T=243$ K.

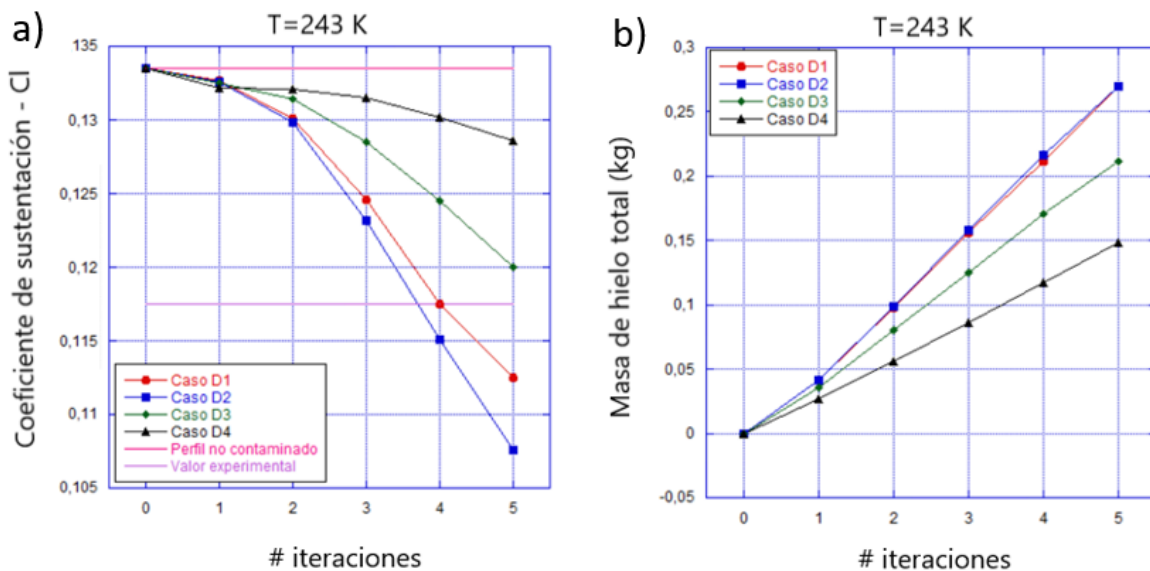


Figura 26. a) Coeficiente de sustentación grupo D, b) Masa de hielo generada grupo D.

Esta es la isoterma en la que menos hielo se ha generado, no se han llegado a alcanzar los 0,3 kg. Los casos D1 y D2 se ha generado la misma cantidad de hielo, pero el coeficiente de sustentación no ha disminuido de la misma manera para ambos, el caso D1 ha sufrido una disminución del coeficiente de sustentación del 15,2% y el caso D2 18,8%. Vamos a analizar los patrones de aparición del hielo sobre el perfil (ver Figura 27),

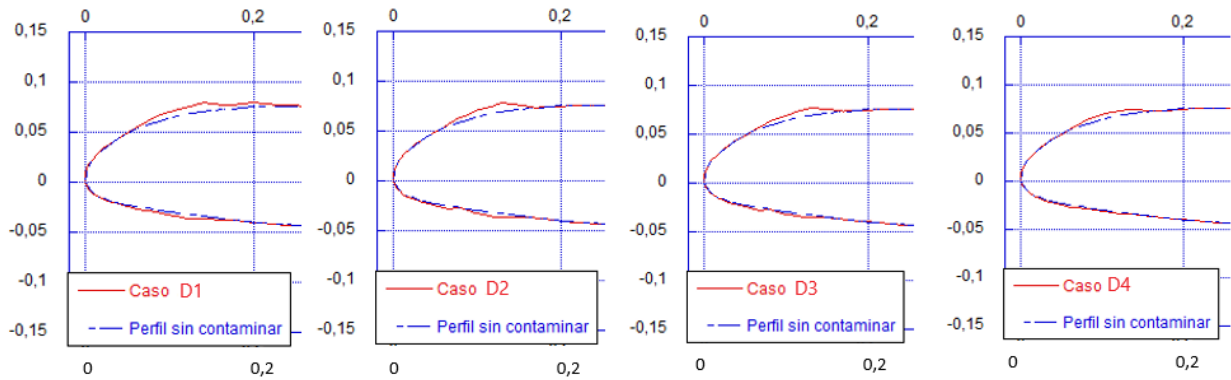


Figura 27. Perfil aerodinámico y perfil contaminado (m), grupo D.

Podemos ver como todos los casos a esta temperatura generan estructuras de hielo redondeadas y caracterizadas por la poca formación de hielo.

9.5. Formaciones de hielo recurrentes

Han primado dos patrones de formación de hielo durante todas las simulaciones (ver Figuras 19, 21, 25 y 27) el patrón que denominaremos como piramidal caracterizado por un pico pronunciado en la parte superior de perfil y de aproximadamente 2 o 3 cm y, el que denominaremos como redondeado en el cual la formación de hielo acompaña la forma del perfil (ver Figura 28).

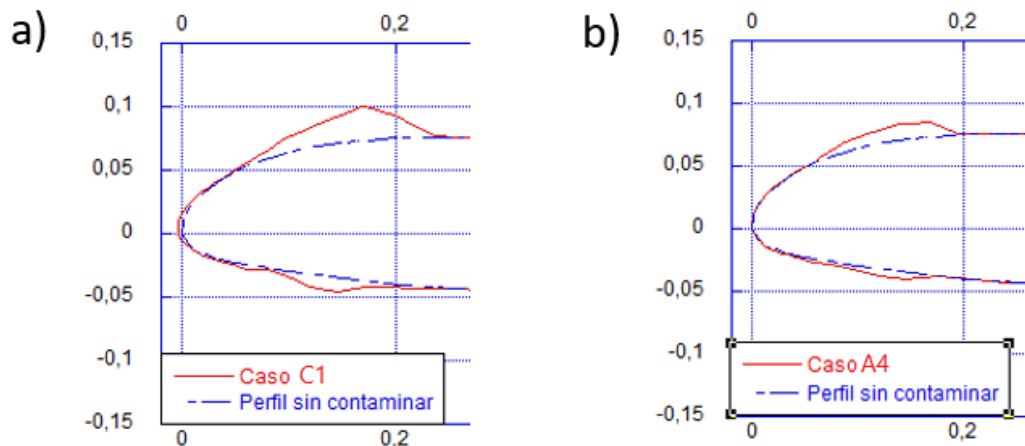


Figura 28. a) Patrón piramidal, b) Patrón redondeado.

Vamos a analizar de una manera más detallada la distribución de presión, velocidad y la energía cinética de turbulencia para los casos C1, A4 y lo vamos a comparar con el perfil sin contaminar. Lo primero vamos a analizar el campo de presiones,

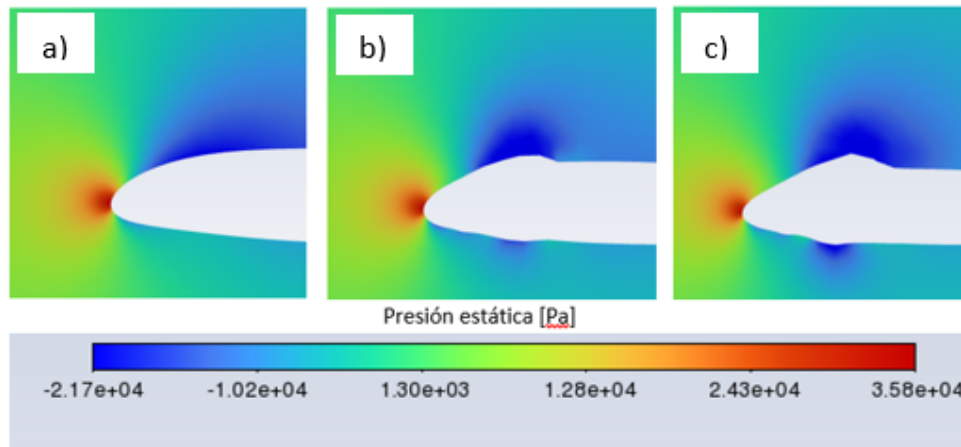


Figura 29. Distribución de presión (Pa) para los casos a) Perfil sin contaminar, b) Patrón redondeado, c) Patrón piramidal.

Las estructuras de hielo generadas afectan a la distribución de presión alrededor del perfil (ver Figura 29). En el caso (A) la disminución de presión es uniforme en la parte superior del perfil aerodinámico (ver Figura 16 (A)). En cambio para los casos (B) y (C) la disminución de presión se focaliza en las regiones donde se ha generado el hielo, disminuyendo el área sobre el perfil aerodinámico expuesta a menor presión y por lo tanto generando menor sustentación. Vamos a analizar ahora el campo de velocidades,

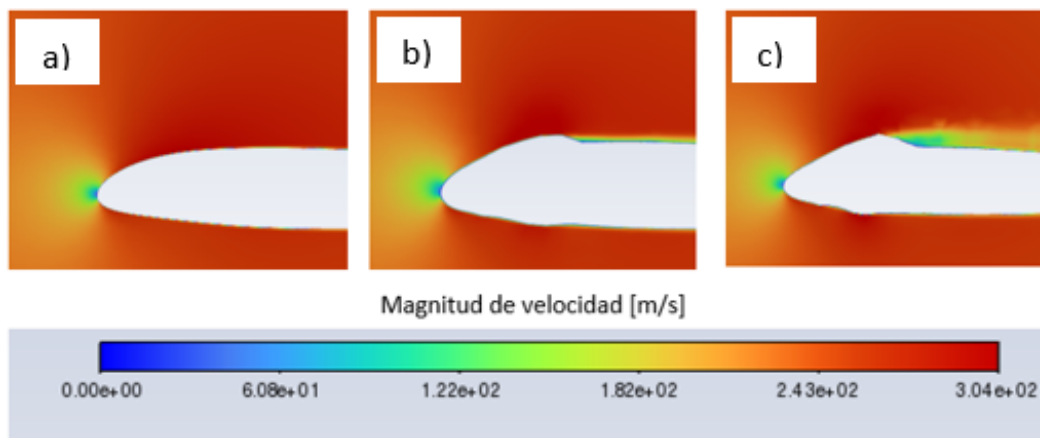


Figura 30. Distribución de velocidad (m/s) para los casos a) Perfil sin contaminar, b) Patrón redondeado, c) Patrón piramidal.

En la Figura 30 se puede ver de una manera muy clara como las formaciones de hielo están provocando una separación del flujo de aire sobre el perfil aerodinámico casos (B) y (C). Una vez el aire fluye sobre dichas formaciones disminuye mucho su velocidad y genera turbulencias en el flujo. En cambio para el caso (A) podemos ver como la velocidad del aire se mantiene prácticamente constante en la parte superior de este. Para dar cuenta de este hecho vamos a representar la energía cinética de turbulencia (ver Figura 31).

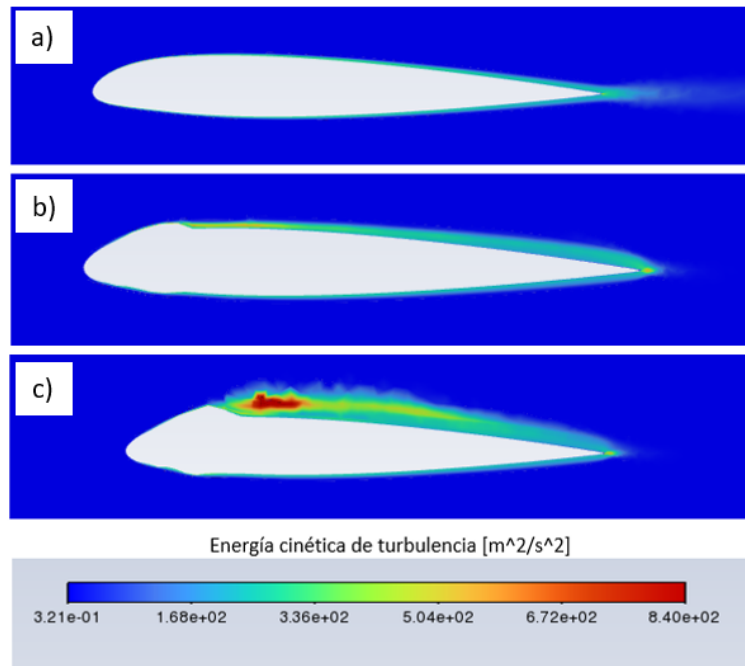


Figura 31. Energía cinética de turbulencia (m^2/s^2) para los casos a) Perfil sin contaminar, b) Patrón redondeado, c) Patrón piramidal.

En el caso (A) el flujo alrededor del perfil aerodinámico es principalmente laminar ya que la energía cinética asociada a la turbulencia es baja. Para el patrón redondeado (caso (B)) se aprecia como a raíz de la formación de hielo se ha generado una región en la parte superior del perfil donde la turbulencia ha tomado mayor relevancia que en el primer caso. Por último, el caso (C), es el más llamativo de los 3 y es que el patrón que hemos denominado como piramidal está generando una región altamente turbulenta en la parte superior del perfil. En la zona coloreada en rojo oscuro se ha generado una burbuja de aire de recirculación. Si dibujamos los vectores de velocidad del flujo de aire cerca de la estructura de hielo para el caso (C) tenemos lo siguiente (ver Figura 32).

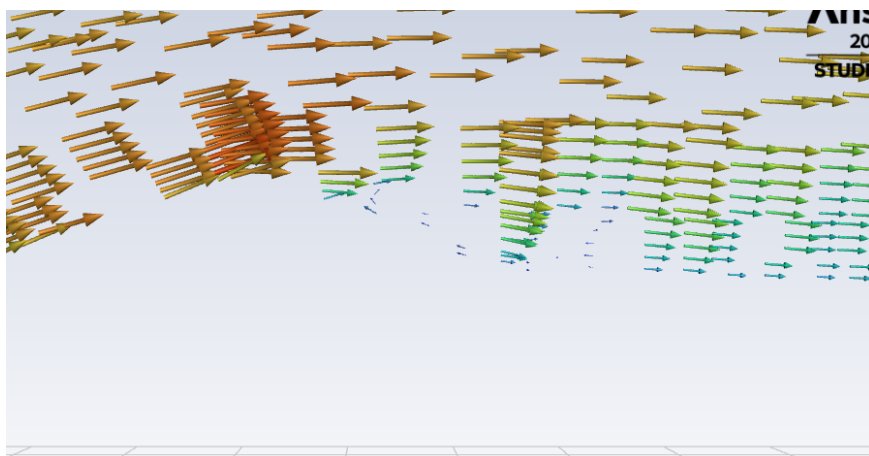


Figura 32. Zoom patrón piramidal.

La aparición del hielo hace que el flujo de aire que antes se movía sobre la superficie del perfil, se separe de esta, generando una zona de baja presión en donde el flujo de aire es turbulento y este se queda atrapado. Esta burbuja tiene un efecto negativo en la sustentación

del ala, ya que aumenta la resistencia y disminuye la eficiencia aerodinámica y podría ser la razón de la disminución tan significativa del coeficiente de sustentación (alrededor del 40 %).

En la siguiente figura (ver Figura 33) se ha recogido la degradación para todos los casos del estudio.

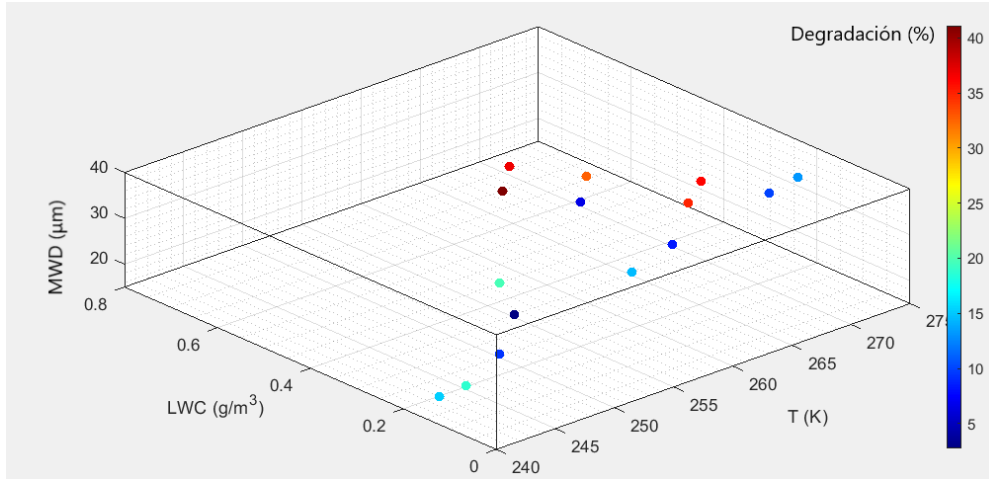


Figura 33. Coeficiente de sustentación para los casos dentro del rango 2.

Se puede observar que los casos en los que el coeficiente de sustentación se ha visto más reducido corresponden a las temperaturas de 268 y 271 K, mientras que para las temperaturas de 258 y 243 K la degradación del coeficiente de sustentación no ha superado el 20 %. Si analizamos las Figuras 21, 23, 27 y 29 se puede ver como para las temperaturas 243 y 258 K apenas se han formado los patrones de tipo piramidal, y es que una temperatura tan por debajo del punto de congelación del agua está provocando que las gotas se congelen en el momento del impacto, generando estructuras y patrones típicos del hielo del tipo *rime ice*, además, hay que tener en cuenta que a menor temperatura la concentración de agua en las nubes y el tamaño de las gotas de agua también es menor (ver Figura 3). Vamos a estudiar los casos en los que el coeficiente de sustentación se ha reducido de manera más notoria y el impacto que tendrían en una situación de vuelo real.

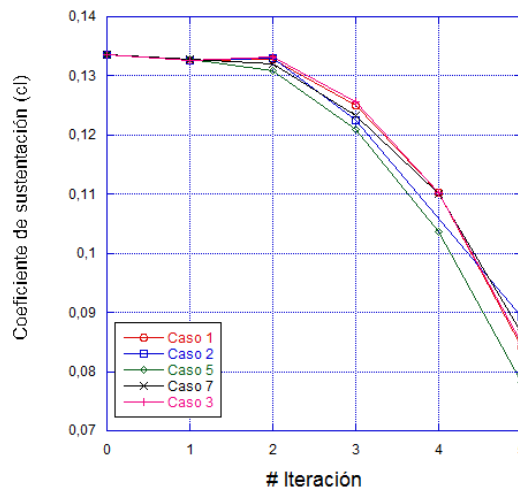


Figura 34. Degradación del coeficiente de sustentación.

Como se puede observar en la Figura 36, el coeficiente de sustentación varía de una manera prácticamente idéntica para todos los casos. La masa de hielo formada para todos ellos es muy similar, entorno a 0,8 kg y el patrón de hielo generado corresponde al piramidal para la totalidad de los casos. Este hecho no es casualidad, y es que cuando se ha formado el patrón piramidal, ha sido cuando el flujo de aire ha sufrido una mayor alteración con respecto al perfil sin contaminar (ver Figuras 31, 32 y 33). La forma piramidal provoca la aparición de burbujas de aire de recirculación, generando también un aumento de presión a lo largo de la parte superior del perfil y una disminución de la velocidad del aire. La suma de todos estos factores generan una degradación en el coeficiente de sustentación que podría poner en peligro a una aeronave.

9.6. Aplicaciones prácticas del proyecto

Los resultados obtenidos los vamos a aplicar al caso del Boeing 777, aeronave la cual se encuentra dentro del top 5 aeronaves más vendidas de la historia, y a paletas aerogeneradoras.

Supongamos que el avión se encuentra en ruta a una altura de 4.000 m sobre el nivel del mar y a una velocidad de crucero de 236 m/s. A medida que se vaya generando hielo en las alas, la capacidad de estas para generar sustentación decrecerá. Esto implica que se tendrá que aumentar la velocidad de la aeronave para paliar esta pérdida de sustentación. Los aviones tienen una velocidad de vuelo máxima, en el caso del Boeing 777 es de 253,3 m/s [39], por lo que solo se va a poder aumentar la velocidad en 17,3 m/s. Si para alguno de los casos que hemos estudiado, se necesitase un aumento de velocidad mayor que 17,3 m/s implicaría que la aeronave no puede compensar la pérdida de sustentación generada por el hielo, y esta entraría en pérdida.

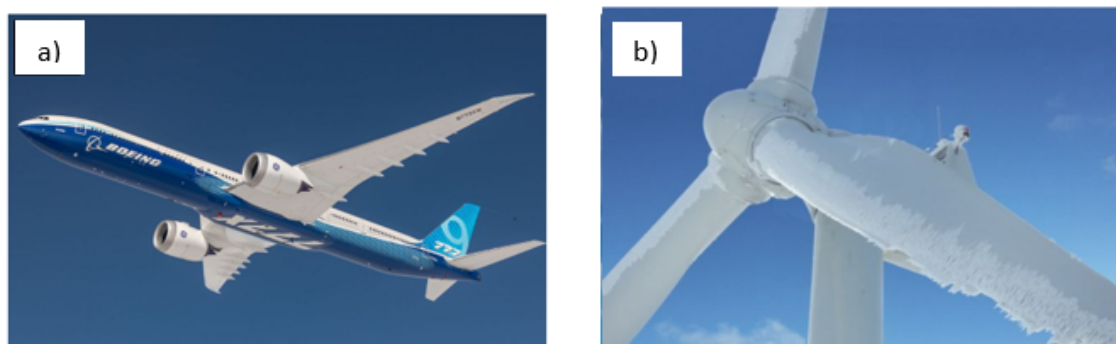


Figura 35. A) Boeing 777, B) Aerogenerador.

Para el caso A2 el coeficiente de sustentación se ha reducido un 32,7%, esto implica que habría que aumentar la velocidad de vuelo del avión en 24 m/s o 86,4 km/h. velocidad que supera la máxima del avión por lo que no sería seguro volar bajo estas condiciones. De hecho, no se podría volar de forma segura por encima de una degradación del 25 % del coeficiente de sustentación. Del total de los 16 casos estudiados 5 de ellos quedarían directamente excluidos, estos son los casos A1, A2, A3, B2 y B3. Que coinciden con la formación de patrones piramidales y temperaturas del aire de 268 y 271 K.

El sector de la energía eólica también se ve afectado por los fenómenos de formación de hielo, y es que la formación de hielo en las aspas de las turbinas provoca una reducción en la eficiencia de estas. Por ejemplo, en una turbina del tipo NREL 5MW se puede llegar a una pérdida máxima de potencia del 24 % [40]. El hielo generado provoca un desgaste mecánico

en las turbinas, además de vibraciones y ruido, reduciendo su vida útil. Esto significa una menor rentabilidad de este tipo de energía renovable. La seguridad también se ve afectada por este hecho ya que el hielo podría desprenderse de las aspas y podría ser peligroso para el personal de mantenimiento del molino. Mediante las simulaciones podríamos diseñar perfiles aerodinámicos más óptimos y menos susceptibles a la aparición de hielo, de esta manera se podrían reducir costos y aumentar la seguridad del personal.

10. Conclusiones

A través de este trabajo hemos podido estudiar los procesos de formación de hielo sobre perfiles aerodinámicos y el impacto de este en el comportamiento aerodinámico. La utilización de un software computacional nos ha permitido estudiar un amplio rango de condiciones climatológicas de manera rápida y sencilla. Se ha validado la aplicabilidad del software comparando el valor experimental del coeficiente de sustentación del perfil aerodinámico y el obtenido a través de las simulaciones. El valor obtenido difiere del experimental en un 5,1 %.

Para las condiciones estudiadas hemos obtenido que el coeficiente de sustentación varía en un rango de 15-41,1 %. Los resultados obtenidos pueden resultar contraintuitivos, ya que las menores degradaciones del coeficiente de sustentación se dan para el rango de temperaturas más bajo. La intuición nos lleva a pensar que a menor temperatura, el agua suspendida en la atmósfera se congelará más deprisa en contacto con el perfil, generándose más hielo y por lo tanto una mayor reducción del coeficiente de sustentación. Esto no es completamente falso. A menor temperatura el agua se congelará más deprisa, pero se debe tener en cuenta también la concentración de agua en las nubes. Para los valores de temperatura de 243 K y 258 K la concentración de agua es aproximadamente 4 veces más pequeña que para los otros dos valores de temperatura. La combinación entre la rápida congelación del agua y la poca concentración de esta en el aire provocan una formación de hielo redondeada que acompaña la propia silueta del perfil aerodinámico. Estas estructuras generan poca turbulencia en el flujo de aire y es por eso que el coeficiente de sustentación no se reduce más de un 20 %.

Para los casos de 268 K y 271 K lo que se observa son patrones de hielo en forma de pirámide situados en la parte superior del perfil, la generación de estos patrones de hielo es posible gracias a una mayor temperatura del aire. Las gotas de agua en vez de congelarse al instante son capaces de deslizarse por el perfil, generando estas estructuras. Las estructuras piramidales generan zonas de alta turbulencia, y a su vez burbujas de aire de recirculación, estas provocan que la variación de presión entre la parte superior e inferior del perfil sea menor, reduciendo en gran medida el coeficiente de sustentación. Llegamos a la conclusión de que la formación de hielo tiene un impacto directo sobre el flujo de aire, tanto la cantidad de hielo generada como las estructuras que se forman. El software computacional ha sido una herramienta clave en este proceso ya que hemos podido analizar la distribución de presión y velocidades alrededor del perfil además de poder cuantificar la energía cinética de turbulencia.

A lo largo de las simulaciones se han generado formaciones de hielo también presentes en la naturaleza, como son el tipo de hielo *glaze ice* presente a temperaturas de 271 K y 268 K y el tipo de hielo *rime ice* que ha sido recurrente a temperaturas más bajas. Un ejemplo de esto es el caso C2, el que el hielo generado tiene una forma muy similar al hielo presente en la Figura 24. En ningún caso se han obtenido patrones de hielo con estructuras extrañas o poco coherentes por lo que podemos afirmar que las simulaciones han sido capaces de

representar fielmente los fenómenos de formación de hielo y la realidad física bajo estudio.

La aplicación de los resultados a una aeronave comercial es directa y aplicándolo al caso del Boeing 777 se ha concluye que para degradaciones del coeficiente de sustentación mayores del 25 % la aeronave sería incapaz de volar con seguridad. Resultado sorprendente ya que de 16 casos en al menos 5 se sufre un riesgo grave de catástrofe. Los resultados también podrían aplicarse a los aerogeneradores ya que estos están formados por varios perfiles aerodinámicos y también son susceptibles a la aparición de hielo.

Las limitaciones técnicas del uso de un software no profesional han provocado una desviación en los resultados numéricos obtenidos. La primera limitación sería el número de elementos que es capaz de soportar el software, creemos que con un mayor número de elementos hubiésemos sido capaces de obtener resultados más cercanos a los valores experimentales. Por otro lado, con la configuración utilizada no se contempla la posible disminución de la capa de hielo ni los posibles desprendimientos de la misma. Con una mayor capacidad de computación podrían haber sido subsanados estos dos problemas.

En conclusión, aunque nos hemos encontrado algunas limitaciones en el estudio, hemos sido capaces de desarrollar simulaciones computacionales que representen de manera fiel los fenómenos de formación de hielo, hemos analizado el impacto del hielo sobre el flujo de aire y hemos aplicado los resultados a un caso real. Por lo que podemos afirmar que tanto el objetivo principal como los específicos se han cumplido. Por otra parte, este proyecto puede servir como base para la realización de futuros trabajos. Se podría realizar una continuación de este teniendo en cuenta la disminución de la capa de hielo y los posibles desprendimientos de esta. Otra posible aplicación sería a los aerogeneradores, para ver como se reduce su eficiencia debido a la formación de masas de hielo en las aspas, tema de suma importancia en la sociedad actual.

11. Bibliografía

Referencias

- [1] W.A. DORNAN, P.A. CRAIG, S. GOSSETT , W. BECKMAN, *Best Evidence for the FAA Industry Training Standards (FITS) Program for Pilot Training in Technically Advanced Aircraft.*, CARi **24** (1) (2004).
- [2] S.M. JONES, M.S. REVELEY, J.K. EVANS y F.A. BARRIENTOS, *Subsonic aircraft safety icing study.*, NTRS (2008).
- [3] D. IGNATYEV, A.N. KHRABROV, A. KORTUKOVA, D. ALIEVA, M.E. SIDORYUK y S.G.BAZHENOV, *Interplay of unsteady aerodynamics and flight dynamics of transport aircraft in icing conditions*, Aersp. Sci. Technol. **104** (2020).
- [4] Información del número de vuelos, <https://www.flightradar24.com/23.95,27.17/2> (16/12/22)
- [5] R.W. GENT, N.P. DART y J.T. CANSDALE, *Aircraft icing*, Philos. Trans. Royal Soc. **358** (1776) (2000).
- [6] EGAST, *In Flight Icing*, EGAST Publications, Safety Promotion (2015).
- [7] Información sobre accidentes aereos, <https://aviation-safety.net/> (16/12/22)

- [8] Información sobre motor Ivchenko AI-20, flugzeuginfo.net (16/12/22)
- [9] M. POTAPCZUK, K. AL-KHALIL y M. VELAZQUEZ, *Ice accretion and performance degradation calculations with LEWICE/NS*, 31° Aerospace Sci. Meet. (1993).
- [10] W. WRIGHT, *Validation results for LEWICE 3.0*, 43° AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, (2005).
- [11] T. HEDDE y D. GUFFOND, *ONERA three-dimensional icing model* AIAA J. **33** (6) (1995).
- [12] K. NAKAKITA, S. NADARAJAH y W. HABASHI, *Toward real-time aero-icing simulation of complete aircraft via FENSAP-ICE*, J- Aircr. **47** (1) (2010).
- [13] Y. BOURGAULT, Z- BOUTANIOS y W.G HABASHI, *Three dimensional Eulerian approach to droplet impingement simulation using FENSAP-ICE, part1: model, algorithm, and validation*, J. Aircr. **37** (1) (2000).
- [14] E. LOZOWSKI, J. STALLABRASS y P. HEARTY, *The icing of an unheated, nonrotating cylinder. Part II. Icing wind tunnel experiments*, J. Clim. Appl. Meteorol. **22** (12) (1983).
- [15] [G. FORTIN y J. PERRON, *Spinning rotor blade tests in icing wind tunnel*, 1° AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, (2009).
- [16] C. MAYER, A. ILINCA, G. FORTIN y J. PERRON, *Wind tunnel study of electro-thermal de-icing of wind turbine blades*, Int. J. Offshore Polar Eng. **17** (03) (2007).
- [17] M. PAPADAKIS, H.W. YEONG, S.C. WONG, M. VARGAS y M. POTAPCZUK, *Experimental Investigation of Ice Accretion Effects on a Swept Wing*, Federal Aviation Administration (2005).
- [18] M. PAPADAKIS, *Experimental Investigation of Water Droplet Impingement on Airfoils, Finite Wings, and an S-Duct Engine Inlet*, National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center (2002).
- [19] T.P. RATVASKY, J.F. VAN ZANTE y A. SIM, *NASA/FAA tailplane icing program: Flight test report*, NASA/FAA (2000).
- [20] R. SHAW y G. RICHTER, *The UH-1H helicopter icing flight test program-an overview*, 23° Aerospace Sciences Meetin (1985).
- [21] G. ISAAC, S. COBER, J. STRAPP, A. KOROLEV, A. TREMBLAY y D. MARCOTTE, *Recent Canadian research on aircraft in-flight icing*, Can. Aeronaut. Space J. **47** (3) (2001).
- [22] M. YAMAZAKI, A. JEMCOV y H. SAKAUE, *A Review on the Current Status of Icing Physics and Mitigation in Aviation*, Aerospace **8** (188) (2021).
- [23] S. NILAMDEEN, W. HABASHI, M. AUBE y G. BARUZZI, *FENSAP-ICE: Modeling of Water Droplets and Ice Crystals*, Proceedings of the 1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, (2009).
- [24] W.B. WRIGHT, P.C.E. JORGENSON y J.P. VERES, *Mixed Phase Modeling in GlennICE with Application to Engine Icing*, Proceedings of the AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, (2010).

- [25] P. TRONTIN, A. KONTOGIANNIS, G. BLANCHARD y P. VILLEDIEU, *Description and assessment of the new ONERA2D icing suite IGLOO2D*, Proceedings of the 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, AIAA AVIATION Forum, (2017).
- [26] R.K. JECK, *Icing Design Envelopes (14 CFR Parts 25 and 29, Appendix C*, Office of Aviation Research Washington, D.C 20591, (2002).
- [27] HIRSCHFELDER, J.O., CURTISS, C.F, BIRD, R.B., *Molecular theory of gases and liquids*, J Polym Sci A Polym Chem . **17** (7) (1955).
- [28] Manual de usuario FENSAP-ICE versión 18.2
- [29] WILCOX, D.C., *Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models*, AIAA Journal **26** (11) (1988).
- [30] DALBELLO, T., GEORGIADIS, N.J., YODER, D.A., AND KEITH, T.G., *Computational Study of Axisymmetric Off-Design Nozzle Flows*, AIAA Paper (2004).
- [31] MENTER, F.R., *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*, AIAA Journal, **32** (8) (1994).
- [32] MENTER, F.R., *Zonal Two-Equation k - ϵ , ω Turbulence Models for Aerodynamic Flows*, AIAA Paper 93-2906 (1993).
- [33] SPALART, P. R., ALLMARAS, S. R., *A one-equation turbulence model for aerodynamic flows*, AIAA Paper, 92-0439 (1992).
- [34] SPALART, P. R. AND RUMSEY, C. L., *Effective Inflow Conditions for Turbulence Models in Aerodynamic Calculations*, AIAA Journal, **45** (10) (2007).
- [35] BARTH, T., OHLBERGER, M., *Finite volume methods: foundation and analysis*, Nasa Research Center (2013).
- [36] CHOW, P., CROSS, M., PREICLEOUS, K., *A natural extension of the conventional finite volume method into polygonal unstructured meshes for CFD application*, Elsevier sci. **20** (1996).
- [37] Página web software FENSAP-ICE ANSYS, <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fensap-ice>, (06/02/2023).
- [38] M.S. SELIG, J.J. GUGLIELMO, A.P. BROEREN y P. GIGUÈRE, *Summary of Low-Speed Airfoil Data*, Department of Aeronautical and Astronautical Engineering University of Illinois (1995).
- [39] *Ficha técnica Boeing 777* Ficha técnica Boeing 777: <https://www.boeing.es/productos-y-servicios/commercial-airplanes/777.page> (18/06/2023)
- [40] O. YIRTICI, S. OZGEN y I.H. TUNCER, *Predictions of Ice Formations On Wind Turbine Blades and Power Production Losses due to Icing*, Wind. Energy **22** (7) (2019).