



# 6° Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica VIRTUAL



17, 18 y 19 de Noviembre del 2021

## **Análisis computacional de formación de hielo en perfiles aerodinámicos**

L. Farabello, A. Scarabino, F. Bacchi

*Grupo de Fluidodinámica Computacional – GFC – Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, La Plata, Argentina.*

Autor principal: gfc@ing.unlp.edu.ar

**Palabras claves: Englamiento, Microgotas, Mecánica de Fluidos Computacional.**

### **Resumen**

Un problema frecuente que deben afrontar las aeronaves es la formación de hielo en las alas, cuando vuelan a través de nubes de microgotas superenfriadas. La forma y tamaño de las zonas de hielo formadas en las alas dependen fundamentalmente de la velocidad de vuelo, temperatura, cantidad y tamaño de microgotas presentes en la atmósfera y el periodo de tiempo de vuelo en condiciones de formación de hielo. En el presente trabajo se describe el modelo matemático empleado para simular numéricamente la formación de hielo sobre un perfil, la validación del modelo contra datos experimentales, y, finalmente, los resultados de un estudio numérico sobre el perfil aerodinámico MS(1)-0313, utilizado en la aeronave SAAB 340 que sufrió un trágico accidente en Río Negro, causado presuntamente por englamiento de las alas, en una simulación con condiciones atmosféricas basadas en reportes del Servicio Meteorológico Nacional en las estaciones más cercanas a la zona del siniestro, y en los datos de la norma FAR 25, Ap. C para el tipo de nubes presentes en esa zona.

### **Introducción**

Un problema frecuente que deben afrontar las aeronaves es la formación de hielo en las alas, cuando vuelan a través de nubes de microgotas superenfriadas. La forma y tamaño de las zonas de hielo formadas en las alas dependen fundamentalmente de la velocidad de vuelo, temperatura, cantidad y tamaño de microgotas presentes en la atmósfera y el periodo de tiempo de vuelo en condiciones de formación de hielo [1]. La formación de hielo sobre las diferentes superficies de una aeronave se produce debido a la presencia de agua superenfriada en las nubes, la cual se encuentra en forma de gotas de agua líquida por debajo de la temperatura de fusión ( $0^{\circ}\text{C}$ ), en condición inestable. Cuando estas gotas impactan en la aeronave, se generan núcleos de congelamiento, por lo que el agua se congela y acumula como hielo, lo cual genera un cambio de forma del perfil que produce un aumento de la resistencia aerodinámica y pérdida de la capacidad de sustentación sobre las alas [2]. En el caso de las aeronaves comerciales, las nubes con microgotas superenfriadas pueden ser evitadas mientras se vuela en ruta, pero no durante los despegues y aterrizajes. Para las aeronaves cuya altura de vuelo es menor a los 10000 metros, estas nubes no pueden ser evitadas volando por arriba de ellas. A pesar de ello, las aeronaves cuentan con sistemas de protección contra la formación de hielo, para los que existen dos conceptos básicos. El primer concepto de protección es el sistema antihielo, el cual se activa previo a la condición de formación de hielo, y mantiene calefaccionadas las zonas donde este se forma. La principal desventaja de este sistema es que resulta ineficaz en caso de ser encendido de manera tardía, no pudiendo evitar la formación de hielo. El segundo método es el de deshielo, en el cual se permite la formación de hielo durante un período de tiempo, para luego accionar el sistema mecánico que eliminará el hielo de las superficies donde se forma. Debido a que en el uso de este sistema se admite un congelamiento controlado, que responde a las capacidades del sistema de protección, se apreciarán ciertas pérdidas de las características aerodinámicas en las aeronaves que lo usen. Al igual que en los sistemas antihielo, en caso de que el sistema no se active dentro del rango aceptable de espesor de hielo, la protección no logrará eliminar el hielo formado [3].

El hielo que se forma sobre las aeronaves se puede dividir en dos grandes grupos característicos, distinguidos principalmente por su color y estructura [1]. El primer grupo es el denominado hielo claro (“glaze ice”), cuya principal característica es su estructura cristalina, por lo que posee superficies lisas y translúcidas. Este hielo se presenta cuando la humedad es alta, las gotas superenfriadas son

relativamente grandes, y la temperatura es cercana a los 0 °C. La geometría de la formación sobre un ala tiene la característica de presentar un “cuerno” sobre la parte superior y otro sobre la parte inferior del borde de ataque. Esto sucede debido a que las gotas de agua que se impregnan sobre el ala no poseen una temperatura lo suficientemente baja para congelarse automáticamente, por lo que tienden a deslizar hacia el borde de fuga a medida que se van congelando. El otro grupo característico es el del hielo escarcha (“rime ice”). Este tipo de hielo presenta como principal característica un color blanco opaco y una superficie rugosa que se forma cuando las gotas que impactan en la aeronave, se congelan por completo casi instantáneamente. Para su formación debe haber baja humedad, gotas de pequeño diámetro, y temperaturas muy por debajo de los 0 °C. El resultado es que el hielo se acumula directamente sobre el borde de ataque. Debido a que las gotas superenfriadas dentro de una nube poseen diferentes diámetros, normalmente aparece una combinación de ambos tipos de hielo, denominado “hielo mixto”. En este caso, a medida que las gotas se impregnan sobre la aeronave, sólo una porción de las mismas se congela instantáneamente formando hielo escarcha, mientras que el resto se desliza hacia el borde de fuga y se congela formando hielo claro. La forma final del hielo también es una combinación de ambos tipos de hielo, presentando cuernos más pequeños, pero una mayor acumulación sobre el borde de ataque. La figura 1 muestra ejemplos de los tres tipos de formaciones de hielo en alas.

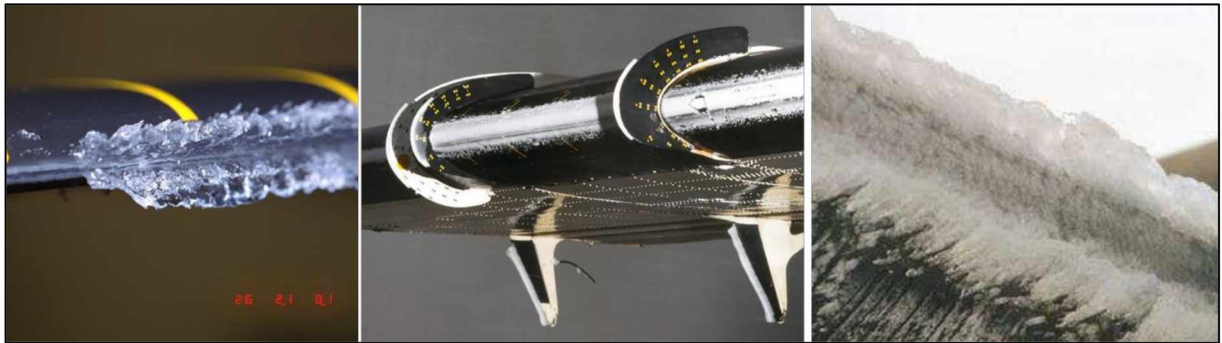


Figura 1: De izquierda a derecha, ejemplos de hielo claro, “escarcha” y mixto.

Cada año se reportan accidentes de aviación, tanto militar como civil, y tanto privada como comercial, en los que se sospecha que la formación de hielo puede haber jugado un rol causal. Dos de los peores accidentes de aviación comercial de nuestro país (vuelo 2553 de Austral, 10 de octubre de 1997 en Fray Bentos, y vuelo 5428 de Sol, 18 de mayo de 2011 en Río Negro [4]) pueden haber tenido su origen en la formación de hielo. Por las pérdidas humanas y económicas que estos incidentes conllevan, este problema ha sido investigado por fabricantes de aviones, autoridades responsables de certificación y distintos institutos y organismos.

El problema ha sido abordado por la NASA, mediante ensayos en túnel de viento especialmente adaptado para simular las condiciones de formación de hielo en alas [5], y ha sido implementado en forma numérica en distintos códigos, siendo uno de ellos ANSYS FENSAP-ICE, con cuya licencia cuenta el Grupo Fluidodinámica Computacional – GFC de la Facultad de Ingeniería de la UNLP.

En el presente trabajo se presentará el modelo matemático empleado para simular numéricamente la formación de hielo sobre un perfil, resultados de validación por comparación con estudios experimentales de la NASA, y, finalmente, los resultados de un estudio numérico sobre el perfil aerodinámico MS(1)-0313, utilizado en la aeronave SAAB 340 que sufrió el accidente en Río Negro, causado presuntamente por engelamiento de las alas. Tanto la velocidad de la aeronave como el ángulo de ataque se asumieron utilizando el vuelo de crucero, mientras que la altura de vuelo se obtuvo de los datos otorgados por el informe de accidente de la JIAAC, y la temperatura estática se calculó utilizando los datos de la estación meteorológica del aeropuerto de Neuquén en el día del accidente, mientras que los datos de LWC y MVD fueron obtenidos el apéndice C de la regulación FAR 25 de la Federal Aviation Administration [6] considerando el tipo de nube que se formó en el día del accidente.

## Metodología

### Modelo matemático

El problema se basa en un flujo de dos componentes (agua y aire), de los que uno se presenta en dos fases diferentes (agua y hielo). Para poder resolverlo, se deben tener en cuenta las variaciones de temperatura dentro del dominio y en las paredes (especialmente el perfil aerodinámico), las interacciones entre los dos fluidos, y el proceso de cambio de fase del agua. La formación de hielo propiamente dicha, se trata de un proceso de carácter inicialmente aleatorio, el cual es afectado principalmente por las condiciones atmosféricas, tales como la humedad, la temperatura, la presión y el diámetro de las gotas de agua dentro de las nubes, así como también la temperatura de la aeronave y su velocidad.

La simulación se realiza en pasos que involucran cuatro etapas de cálculo, cuya resolución se realiza de manera secuencial. Se describen a continuación cada paso y las ecuaciones diferenciales a resolver. La descripción detallada de las mismas puede consultarse en [7].

- 1) Se resuelve el campo fluidodinámico del aire, que determina el movimiento general del flujo (se considera que las gotas son transportadas sin modificar la velocidad del aire, en “one way interaction”). Las ecuaciones de conservación de masa, cantidad de movimiento y energía para el aire son, respectivamente:

$$\frac{\partial \rho_a}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho_a \vec{V}_a) = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_a \vec{V}_a) + \vec{\nabla} \cdot (\rho_a \vec{V}_a \vec{V}_a) = +\vec{\nabla} \cdot (\sigma^{ij}) + \rho_a \vec{g}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_a E_a) + \vec{\nabla} \cdot (\rho_a \vec{V}_a H_a) = \vec{\nabla} \cdot (k_a (\vec{\nabla} T_a) + V_{a_i} \tau^{ij}) + \rho_a \vec{g} \cdot \vec{V}_a$$

Se incluyen, además, la ecuación de estado para el aire como gas perfecto, y la ecuación de transporte de viscosidad turbulenta correspondiente al modelo de Spalart-Allmaras.

- 2) Se genera el campo de gotas de agua que se encuentra inmerso en el flujo de aire calculado previamente. Para esto, se deben proporcionar los datos de contenido de agua líquida en la atmósfera (LWC, “Liquid Water Content”) y diámetro medio de las gotas (MVD, “Medium Volume Diameter”), con los que el programa resuelve las ecuaciones de concentración y velocidad de las mismas:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\alpha \vec{V}_a) = 0$$

$$\frac{\partial (\alpha \vec{V}_a)}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot [\alpha \vec{V}_a \vec{V}_a] = \frac{C_d Re_d}{24K} \alpha (\vec{V}_a - \vec{V}_d) + \alpha \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_d}\right) \frac{1}{Fr^2} \vec{g}$$

El parámetro  $\alpha$  representa la concentración media de las partículas sobre el flujo, y  $V_{d,a}$  son respectivamente las velocidades medias temporales del flujo de gotas ( $d$ ) y de aire ( $a$ ), estas últimas calculadas previamente. El primer término del lado derecho de la ecuación de cantidad de movimiento representa el arrastre del aire sobre las partículas de diámetro medio  $d$ . Es proporcional a la velocidad relativa de la partícula en el aire, su coeficiente de resistencia, el número de Reynolds de las gotas y un parámetro de inercia.

$$Re_d = \frac{\rho_a V_{a,\infty} \|\vec{V}_a - \vec{V}_d\|}{\mu_a}$$

$$K = \frac{\rho_a d^2 V_{a,\infty}}{18 L_\infty \mu_a}$$



El segundo término representa las fuerzas de gravedad y flotación, y depende del número local de Froude.

$$Fr = \frac{\|V_{a,\infty}\|}{\sqrt{L_\infty g_\infty}}$$

- 3) A partir de la distribución de gotas generada en el flujo de aire y sus velocidades, se calcula la impregnación y congelamiento de dichas gotas sobre el perfil aerodinámico. Para esta etapa del cálculo se requiere resolver las ecuaciones de transferencia de masa y energía, acopladas a las de cambio de fase, pero solamente sobre la superficie del perfil. La ecuación de conservación de masa es:

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

Los tres términos de la derecha corresponden, respectivamente, a la transferencia de masa por la impregnación de gotas de agua (“fuente” para la capa de agua), por evaporación y por congelamiento (“sumideros” para la capa de agua).

La ecuación de conservación de la energía es:

$$\begin{aligned} \rho_f \left[ \frac{\partial h_f c_f \bar{T}_f}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\vec{V}_f h_f c_f \bar{T}_f) \right] \\ = \left[ c_f (\bar{T}_\infty - \bar{T}_f) + \frac{\|\vec{V}_a\|^2}{2} \right] V_\infty LWC \beta - L_{evap} \dot{m}_{evap} - (L_{fusión} - c_s \bar{T}) \dot{m}_{ice} \\ + \sigma \varepsilon (T_\infty^4 - T_f^4) - c_h (\bar{T}_f - \bar{T}_{ice,rec}) + Q_{anti-icing} \end{aligned}$$

Los tres primeros términos del lado derecho de la ecuación modelan la transferencia de calor generada por la impregnación, por evaporación y por congelamiento de las gotas de agua. Los últimos tres términos se corresponden con los flujos de calor de radiación, convección y conducción en el caso de sistemas anti-hielo por calentamiento.

Las incógnitas que se deben hallar son la altura de la capa de agua ( $h_f$ ), la temperatura de equilibrio ( $T_f$ ), y la masa de hielo acumulado ( $m_{ice}$ ).

- 4) Cuando la acumulación de hielo alcanza al borde del primer elemento sobre la superficie, se actualiza la geometría con la formación de hielo acumulado, se remalla el campo fluidodinámico y recomienza la secuencia de cálculo con las nuevas geometría y condición de borde sobre el perfil y el hielo.

### Modelo numérico y validación

Para validar el modelo numérico, se realizaron simulaciones reproduciendo experimentos realizados por la NASA en el túnel de viento IRT del Glenn Research Center para un perfil NLF-0414 [5]. El dominio y la malla se muestran en la Figura 2. Para reproducir un flujo aproximadamente bidimensional, se utilizó una malla no estructurada de aproximadamente  $3e5$  elementos, y 0.05 m de espesor lateral, con condiciones laterales de simetría. Este modelo se utilizó para verificar la independencia de la solución con respecto al refinamiento de la malla, y también el intervalo de tiempo óptimo entre sucesivas actualizaciones de la geometría por acumulación de hielo y su remallado.

Para poder tener una precisión razonable en el crecimiento de la capa de hielo, la capa límite del perfil debe ser discretizada con rigurosidad [8]. En este caso, la precisión se logró imponiendo una altura del primer elemento de  $1e-6$  m y una relación de crecimiento de 1.1 en los elementos adyacentes.

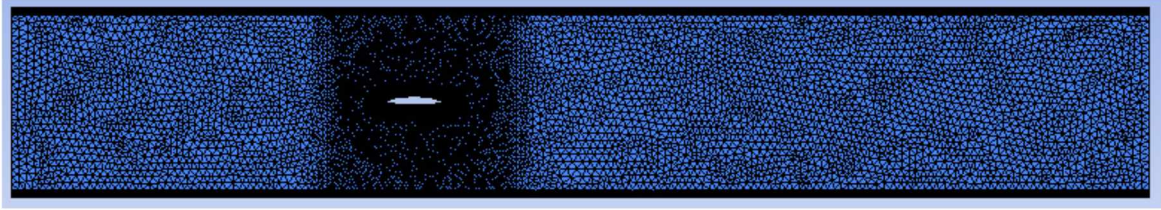


Figura 2: Dominio y malla para las simulaciones para validación del modelo.

Para las simulaciones del perfil MS(1)-0313 en condiciones de vuelo, se definió una malla de características similares en un dominio de dimensiones 25 cuerdas en la dirección de la corriente y 20 cuerdas en dirección perpendicular.

### Resultados

El flujo de aire se obtuvo con condiciones estacionarias. Se corrieron varios casos distintos de validación, tanto en condiciones de formación de hielo tipo “escarcha” como de hielo claro. Una vez que el modelo fue optimizado y se obtuvieron resultados similares a los experimentales, se corrió la simulación para el perfil MS(1)-0313 en las condiciones de velocidad, temperatura, MVD y LWC estimadas para la zona de Río Negro del accidente de Sol el día 18 de mayo de 2011. La Tabla I muestra los datos empleados en los casos de validación presentados en este trabajo y en el estudio del perfil MS(1)-0313.

Tabla I: Datos de las simulaciones.

Caso	To (°C)	T (°C)	V (m/s)	$\alpha$ (°)	c (m)	t spray (min.)	MVD ( $\mu\text{m}$ )	LWC ( $\text{g}/\text{m}^3$ )
<b>622 (claro)</b>	-2.8	-5	66.9	0.3	0.9144	6	20	0.54
<b>627 (escarcha)</b>	-7.8	-10	66.9	0.3	0.9144	6	20	0.44
<b>MS(1)-0313</b>	-4.6	-13	130	0	1.95	8	32.5	0.56

En la Figura 3 se muestran las formaciones de hielo experimentales y simuladas en un perfil NLF-0414 para las condiciones de ensayo, correspondientes a hielo claro (ensayo 622) y hielo escarcha (ensayo 627) en el Report NASA). Los distintos contornos mostrados en la simulación corresponden a la acumulación de hielo a los 2, 4 y 6 min. respectivamente.

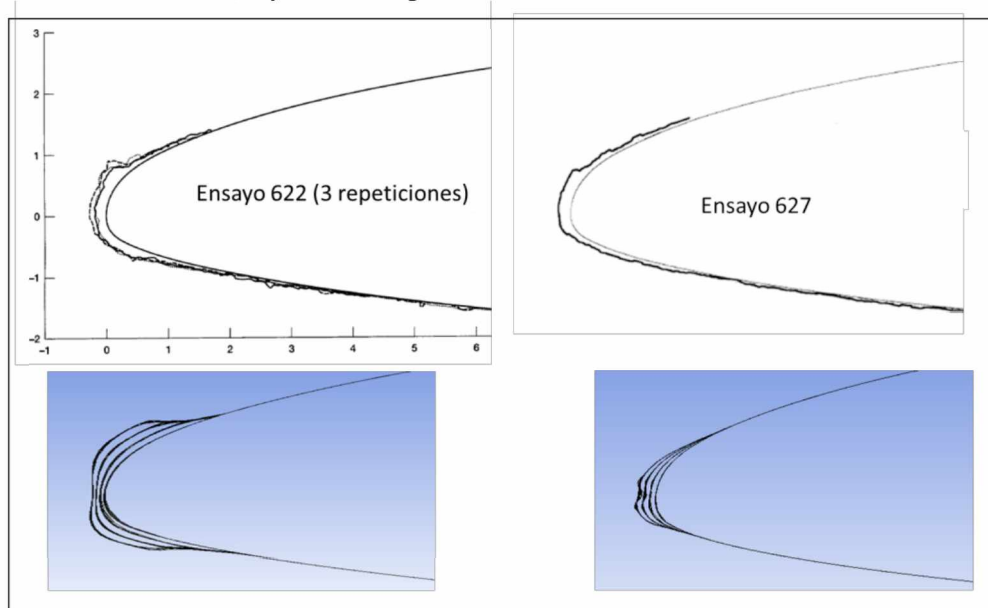


Figura 3: resultados experimentales (arriba) y numéricos (abajo), en condiciones de hielo claro (izquierda) y tipo escarcha (derecha), para un perfil NLF-0414

La Figura 4 muestra el crecimiento de hielo calculado sobre el perfil MS(1)-0313. Las distintas curvas en la imagen de la izquierda muestran su evolución en intervalos de 2 min., hasta la acumulación en 8 min. de vuelo bajo las condiciones establecidas. La imagen central es una vista 3D del borde de ataque del perfil, y a la derecha, el gráfico muestra la distribución del hielo acumulado.

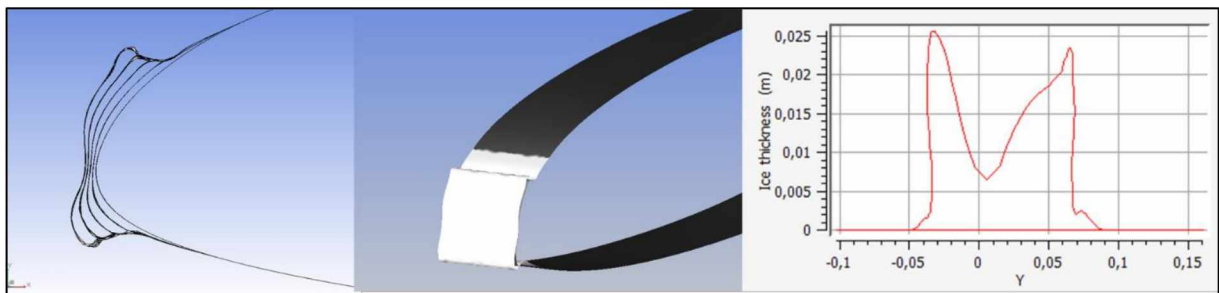


Figura 4: Acumulación de hielo sobre el borde de ataque del perfil MS(1)-0313. A la derecha, distribución del espesor de hielo.

Se observa que la formación de hielo sugiere que sus características fueron de tipo claro o posiblemente mixto, con una altura máxima de 0.025 m, y una velocidad promedio de crecimiento de 3 mm/min. Los “cuernos” de hielo arriba y abajo del borde de ataque alteran las características aerodinámicas del perfil, produciendo desprendimientos localizados de la capa límite con sendas burbujas de recirculación, como se ve en la Figura 5. Esto genera cambios en la distribución de presiones alrededor del perfil, aumentando su resistencia aerodinámica al mismo tiempo que se reduce la sustentación. En la misma figura se reportan y comparan los coeficientes de sustentación y resistencia obtenidos para el perfil limpio y con hielo. Es evidente la degradación de las características aerodinámicas producidas por el engelamiento.

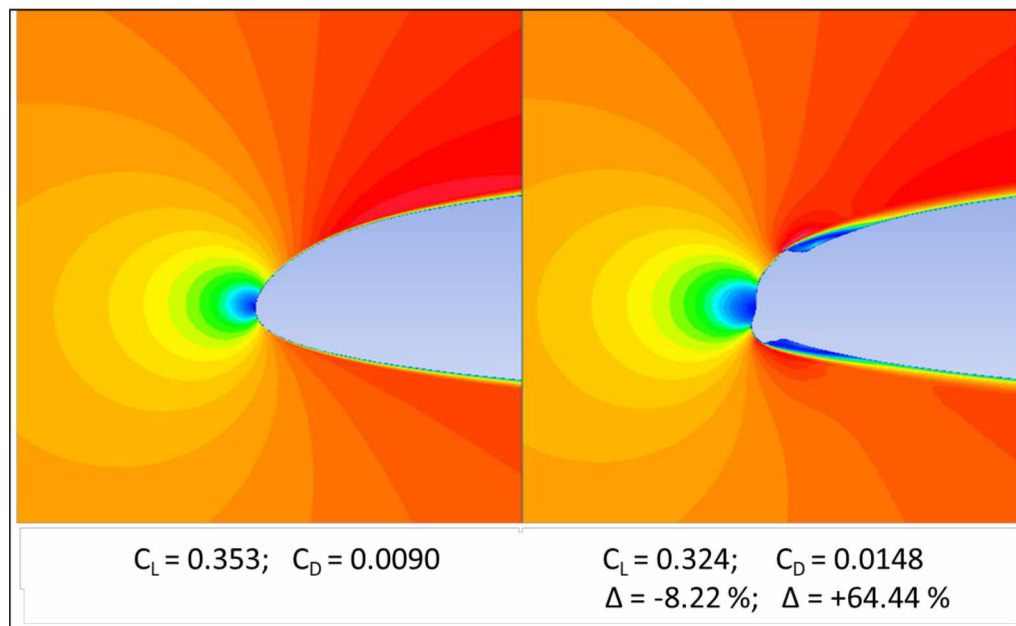


Figura 5: Detalle del campo fluidodinámico sobre el borde de ataque y coeficientes de sustentación y resistencia del perfil MS(1)-0313 sin hielo (izq.) y luego de 8 min. de acumulación de hielo (der.)

### Discusión y conclusiones

Mediante la utilización de los módulos ANSYS CFD y “Fensap-Ice” se logró reproducir de forma numérica el efecto de formación de hielo en perfiles aerodinámicos y validar los resultados contra los de experimentos de la NASA. El estudio demostró que bajo las condiciones meteorológicas planteadas en el caso del estudio del perfil MS(1)-0313 de los aviones SAAB 340, la formación y acumulación de

hielo fueron rápidas e intensas, confirmando este efecto como una más de las posibles causas del accidente del vuelo 5428 del 18 de mayo de 2011.

Como trabajo futuro se espera aplicar los conocimientos y capacidades adquiridas en este estudio para la simulación de formación de hielo en diferentes componentes de una aeronave (tubo Pitot, motores, hélices, estabilizadores, fuselajes), y la implementación de sistemas de protección antihielo.

## Referencias

[1] FAA – AR 00/14 Effects of Large-Droplet Ice Accretion on Airfoil and Wing Aerodynamics and Control, March 2000.

[2] Janjua, Z., Turnbull, B., Hibberd, S., Choi, K. (2018). Mixed ice accretion on aircraft wings. *Physics of Fluids*, 30. DOI: [10.1063/1.5007301](https://doi.org/10.1063/1.5007301).

[3] Cao Y., Tan W., Wu Z. (2018). Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety. *Aerospace Science and Technology* 75 353-385.

[4] Informe C.E. N° 096/11, JIAAC, 18 de mayo de 2011.

[5] Addy, H. NASA Technical Report 2000-210031, Ice Accretions and Icing Effects for Modern Airfoils (2000).

[6] FAR/CS 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, Appendix C. Appendix C to Part 25. Aircraft Icing. Actualización a nov. 2014.

[7] Farabello, L., “Análisis computacional de formación de hielo en perfiles aerodinámicos”. Tesis de grado de Ingeniería Aeronáutica, Universidad Nacional de La Plata, 2019.  
<http://sedici.unlp.edu.ar/handle/10915/121536>.

[8] ANSYS FENSAP-ICE User Manual