



ANÁLISIS AERODINÁMICO DEL DISEÑO DE LA RANURA SIMPLE DEL FLAP PARA UN AVIÓN ENTRENADOR PRIMARIO BÁSICO

D. Carrasco^a

^a Ingeniería del Vuelo, Servicios de Ingeniería, Fábrica Argentina de Aviones “Brig. San Martín” S.A., Av. Fuerza Aérea
5500 - X5010JMN - Córdoba - República Argentina

<http://www.fadeasa.com.ar>

Palabras claves: Perfil aerodinámico, flap, ranura simple, CFD.

Resumen

El flap consiste en una superficie que se constituye en la parte trasera del ala cuya deflexión permite incrementar la sustentación del ala debido al incremento de la combadura y en algunos casos por el aumento de la cuerda. El flap con ranura simple provee un conducto o pasaje de aire de alta energía proveniente del intradós que se utiliza para controlar y energizar la capa límite en el extradós del flap. La deflexión del flap puede ser obtenida por una rotación pura alrededor de un eje fijo o por una combinación de una rotación y traslación.

En el presente trabajo se analizó el flujo de aire en la configuración bidimensional del flap con ranura simple cuya deflexión se logra por rotación alrededor de un eje, perteneciente al ala de un avión entrenador primario básico en estudio. Dicho análisis consistió en estudiar la influencia de distintos parámetros de diseño (tamaño, geometría y cinemática) con el objetivo de maximizar el Coeficiente de Sustentación, mejorar la calidad del flujo de aire que atraviesa la ranura y cumplir con los requerimientos de performances en aterrizaje de la aeronave que es donde más se exige al sistema de hipersustentadores de borde de fuga. Para ello fue necesario estimar los coeficientes de sustentación, resistencia y momento de distintas configuraciones de perfil y flap y para varias deflexiones del flap por medio de una herramienta de CFD (Computational Fluid Dynamics) que permite la simulación de flujo de fluido: ANSYS Fluent®.

Los resultados permitieron decidir sobre qué acciones llevar a cabo para obtener una buena calidad del flujo en la ranura y una efectiva energización de la capa límite del extradós del flap, logrando además cumplir con los requerimientos de diseño de la aeronave. Las modificaciones introducidas en las nuevas generaciones de flap mostraron mejores comportamientos logrando mantener la efectividad del flap hasta deflexiones de 25°. Hasta alcanzar estas deflexiones el flujo en la ranura incrementó la velocidad del aire inmediato al extradós del flap.

Como conclusión se constató que la herramienta de simulación CFD resultó ser una excelente guía para estimar el comportamiento del flujo, optimizar y comparar resultados de nuevos diseños aerodinámicos. Además se logró particularmente obtener un flap efectivo y compatible con la solución constructiva.

1. INTRODUCCIÓN

El principal objetivo de este trabajo fue analizar el flujo de aire en la configuración bidimensional del flap con ranura simple para el ala de un avión entrenador primario básico. Además el análisis consistió en estimar los coeficientes de sustentación (C_l), resistencia (C_d) y momento (C_m) del perfil para varias deflexiones del flap y verificar si logra satisfacer los requerimientos de performances en aterrizaje que es donde más se exige al sistema de hipersustentadores de borde de fuga. Estos resultados permitieron decidir sobre qué acciones utilizar para obtener una buena calidad del flujo en la ranura y una efectiva energización de la capa límite del extradós del flap.

El flap consiste en una superficie que se constituye en la parte trasera del ala cuya deflexión permite incrementar la sustentación del ala debido al incremento de la combadura y en algunos casos por el aumento de la cuerda. El flap con ranura simple además, provee un conducto o pasaje de aire de alta energía proveniente del intradós que se utiliza para controlar y energizar la capa límite en el extradós del flap, retrasando la tendencia del flujo a separarse del mismo cuando está deflectado. La deflexión del flap puede ser obtenida por una rotación pura alrededor de un eje fijo o por una combinación de una rotación y traslación.

La parte del extradós que se extiende por arriba del flap cuando éste es retraído se llama “slot lip” (ver Figura 1). Según Ref. [1], el incremento de la cuerda efectiva provista por algunos flap ranurados es obtenida por el uso de una slot lip prolongada y el desplazamiento del flap cuando éste se deflecta. Por otro lado la “slot lip” permite direccionar el flujo proveniente de la ranura e intradós del perfil hacia el flap con una dirección tangente al extradós del mismo.

Otra variable de diseño consiste en la denominada “slot entry” (ver Figura 1) que es la forma del perfil en la entrada de la ranura y cuya geometría influirá en el diseño de la misma. Es decir, es el punto de la superficie intradós del perfil donde éste se termina para formar la ranura. Las configuraciones posibles son dos, una consiste en unir con un radio de curvatura el intradós del perfil con la superficie interior de la ranura generando una entrada suave y una variación de la sección transversal gradual (rounded slot entry) o una entrada con un borde agudo (sharp slot entry). La otra opción es utilizar un “skirt” que trata de una pequeña superficie que cierra o tapa la ranura cuando el flap es retraído. De esta manera, minimizando el espacio entre el perfil y el flap retraído, la superficie del intradós es más suave reduciendo el incremento de resistencia respecto del perfil suave sin flap.

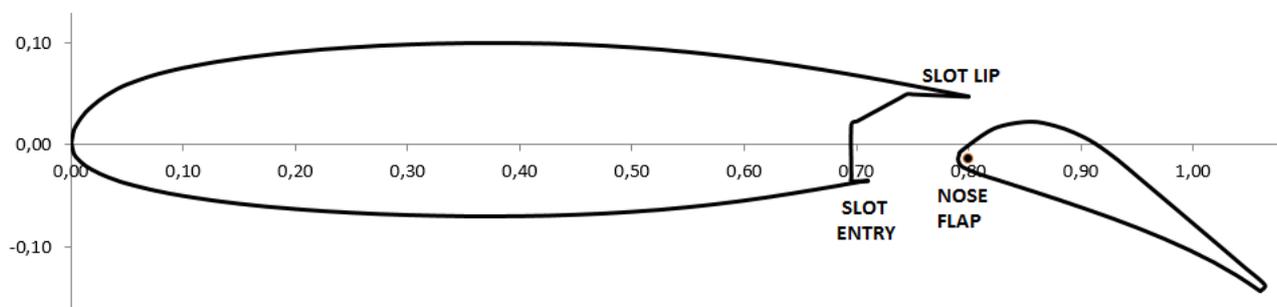


Figura 1: Principales características de la ranura de un flap

Es necesario considerar también que la forma de la nariz del flap contribuye de manera significativa en la geometría de la ranura para distintas deflexiones de flap como se muestra en la Figura 2. La forma de la nariz es controlada por medio del radio de curvatura del borde de ataque del flap.

Por último, en el caso de flap que rotan alrededor de un punto de pivote, como puede apreciarse también en la Figura 2, la geometría de la ranura depende fuertemente de la posición del punto de pivote, el cual deberá seleccionarse de tal manera que para la máxima deflexión del flap o deflexión de diseño, el pasaje sea convergente y el flap tenga una ubicación correcta o eficiente respecto de la “slot lip”.

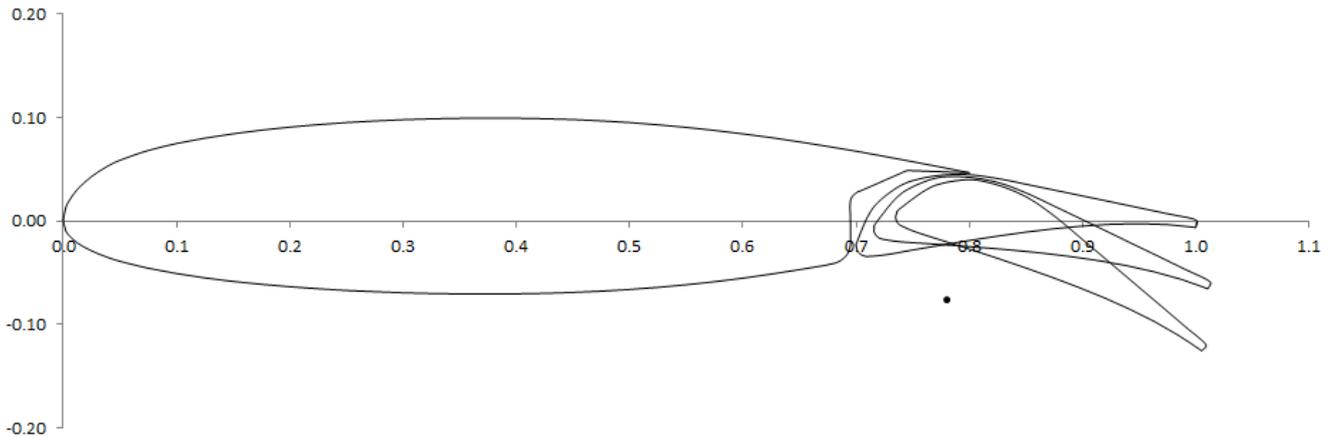


Figura 2: Configuración de la ranura para distintas deflexiones.

2. PARÁMETROS DE DISEÑO

Los flap de ranura simple permiten incrementar la sustentación gracias al aumento de la combadura del perfil, aumento de cuerda y el control de la capa límite en el extradós del flap por el flujo proveniente de la ranura. Los parámetros de diseño más importantes son: la deflexión del flap, tamaño del flap, posición de la cuerda donde se ubica la “slot lip” y la eficiencia del flujo que moja el extradós del flap que depende de la geometría de la ranura o pasaje que el aire debe atravesar. La geometría de la ranura es consecuencia de la combinación de la forma del “slot lip”, la forma del “slot entry”, la forma de la nariz del flap y la posición del flap respecto de la “slot lip”.

Otra variable que influye en las características de los flap ranurados es la forma del perfil, ya que las características del flujo en la entrada de la ranura son afectados por la presencia del perfil y la configuración del flap que es consecuencia de la geometría del mismo.

2.1. Análisis de hipersustentadores de borde de fuga con ranura simple

En la tabla 1 de Ref. [1] se muestra una gran cantidad de combinaciones de perfiles con flap ranurados (para distintos tamaños de flap, distintas extensiones de “slot lip”, distintas configuraciones de “slot entry” y de forma de la nariz del flap), sus coeficientes de sustentación máximo optimizado o no y sus correspondientes deflexión de flap.

Los resultados muestran que los mayores coeficientes de sustentación para perfiles NACA 23012 se obtienen aumentando el tamaño o cuerda efectiva del flap y prolongando la “slot lip”. También se observa que los coeficientes de sustentación máximo aumentando la cuerda del flap por arriba del 25 % de la cuerda del perfil produce incrementos de C_l menores respecto de aumentos de la cuerda del flap por debajo del 25%. Sin embargo, incrementar la extensión de la “slot lip” parece ser más efectiva a medida que ésta se prolonga hacia el borde de fuga del perfil. Por otro lado, los mayores incrementos del coeficiente de sustentación máximo se tienen cuando la “slot lip” es extendida hasta el borde de fuga del perfil con flap retraído en el caso de los perfiles convencionales pero no así para los perfiles de la Serie 6. Según Ref. [1] estas variaciones son de esperarse probablemente en perfiles de espesores convencionales.

La forma de la ranura más favorable a través de la cual el aire debe fluir resulta un problema extremadamente complejo que involucra la combinación de muchas variables, y cada una puede tener grandes efectos en la condición del flujo producido por cada una de las otras variables. Estas variables son: la forma y posición del flap, la forma de la “slot entry” y de la “slot lip”.

De acuerdo con Ref. [1] no existen reglas estrictas a la hora del diseño de la forma del flap, pero en general se observa que la forma de la nariz del perfil similar a la forma de un buen perfil provee buenas características de sustentación máxima.

La forma de la entrada de la ranura tiene un gran efecto en el coeficiente de sustentación máximo ya que cualquier separación del flujo en esa zona puede bloquear parte del pasaje de aire. Los resultados de distintos estudios realizados y enumerados en Ref. [1] expresan que para perfiles relativamente delgados (espesores de 12 a 16 % de la cuerda) mostraron algunas diferencias en el coeficiente de sustentación máximo sin embargo la posición del flap en la cual se midieron dichos coeficientes cambio considerablemente. Por otro lado para perfiles de 21 a 30 % de espesor se observaron grandes efectos de la configuración de la “slot entry”, siendo la configuración denominada “rounded slot entry” (entrada suave por medio de un radio de curvatura) la que provee los mayores coeficientes de sustentación máximo.

La forma del “slot lip” también afecta el coeficiente de sustentación máximo ya que como se dijo anteriormente el principal requerimiento de la configuración de la misma es direccionar el flujo de aire proveniente de la ranura hacia el flap. De Ref. [1] se observa que cuando se flexiona la “slot lip” en dirección al flap se produce un incremento del coeficiente de sustentación máximo. Sin embargo para deflexiones de “slot lip” por arriba de un cierto valor se produce el efecto contrario por producirse desprendimientos del flujo en dicha zona.

Para una configuración de “slot lip” y “slot entry” y forma del flap adoptada, la posición del flap obviamente influye en los valores del coeficiente de sustentación máximo que se obtienen ya que de ella depende la forma y tamaño de la ranura para una deflexión de flap dada. De acuerdo con Ref. [1] en general, la mejor posición del flap es aquella que provee un pasaje convergente y permite al flujo dirigirse hacia el flap. Numerosos resultados muestran la sensibilidad en el coeficiente de sustentación máximo frente a pequeños cambios en la posición del flap.

De acuerdo con Ref. [1] la forma del perfil puede tener un gran efecto en la efectividad de flap con ranura simple, sin embargo, no existen suficientes datos para flaps de tamaño y forma similar que muestren completamente los efectos de los parámetros de varios diseños de perfil en el coeficiente de sustentación máximo.

Por otro lado, no hay datos sobre los efectos de la rugosidad en el coeficiente de sustentación máximo del perfil con flap aunque en Ref. [1] indica que el decremento en el coeficiente de sustentación máximo causado por la rugosidad puede ser del mismo orden de magnitud como para perfiles con Split flaps.

En Ref. [1] se muestran polares para perfiles NACA 23012 donde se puede ver que para mayores tamaños de flap los coeficientes de resistencia son menores para un dado coeficiente de sustentación. También en la misma referencia se presentan polares para los mismos perfiles con distintas extensiones de “slot lip” y se observan valores de C_d menores a medida que se prolonga la ubicación de “slot lip” para un dado C_l . Por otro lado según Ref. [1] los requerimientos en el posicionamiento del flap para producir bajos niveles de resistencia consiste en proveer un pasaje de área constante más que convergente.

Los resultados de Ref. [1] de flap de ranura simple retraídos cuya superficie intradós no es continua por la presencia de la entrada de la ranura (slot entry) muestran grandes efectos en el coeficiente de resistencia. Éstos resultados muestran que cuando el aire es dejado fugarse por la ranura, el incremento de resistencia en el rango de baja resistencia (de la curva polar del perfil) causado por una “sharp slot entry” es aproximadamente el doble de la que causa una “well-rounded entry”. Éstos resultados también muestran que el coeficiente de resistencia con la “sharp slot entry” puede ser reducida al mismo valor que con la “rounded slot entry” simplemente sellando la ranura para prevenir el pasaje del flujo de aire.

Por último y no menos importante, se debe destacar que el incremento de sustentación alcanzado con determinadas configuraciones o posiciones de flap puede traer como consecuencia la necesidad de un mecanismo de accionamiento más complicado y pesado. Por lo tanto los resultados de la optimización del diseño, las posibilidades del cinematismo y dispositivos o sistemas de accionamiento implicarán una solución de compromiso entre ambas.

2.2. Análisis de flaps con ranura simple y rotación alrededor de un punto de pivote

Como ya se mencionó en la Sección 1, para el caso de flaps que al deflectarse rotan alrededor de un punto de pivote, la ubicación de dicho punto afecta de manera significativa la geometría de la ranura para una deflexión dada.

En referencias precedentes de FAdeA, la decisión por la ubicación de dicho punto fue restringida por tres condiciones que limitan la zona de ubicación. Éstas son:

- 1) La condición de que para la deflexión de diseño del flap el pasaje de la ranura actúe como un difusor y no que funcione como tobera. En la zona límite, el pasaje tendrá sección constante.

- 2) La condición física de que la línea del extradós del flap no sobrepase la línea de intradós del cuerpo principal. El caso límite corresponde a la situación de que el flap rote tangencialmente a la línea intradós del cuerpo principal.
- 3) La condición estructural del elemento físico en el que se dispondrá el eje pivote del flap y aerodinámica por consideraciones de incremento de resistencia se limita la posición vertical del punto de pivote. Dicho límite constituye un requerimiento de diseño.

Teniendo en cuenta éstos tres límites, se establece la zona de selección del punto pivote. En la siguiente figura se puede observar dicha zona para un flap de 25% de la cuerda y una deflexión de 35°.

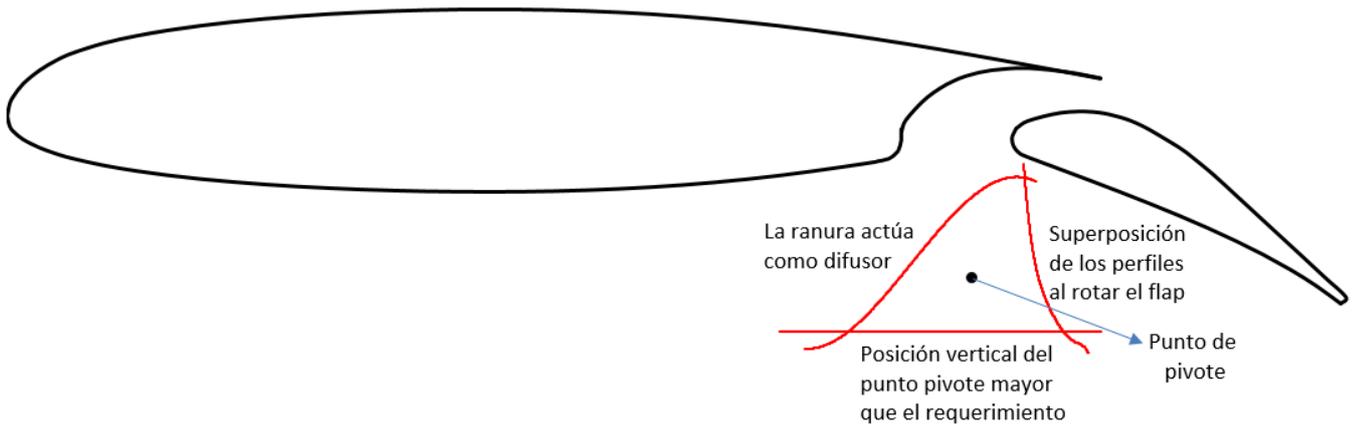


Figura 3: Límites de la zona de selección del punto pivote.

A continuación se muestran tres casos de puntos de pivote que se ubicaron afuera de la zona de selección:

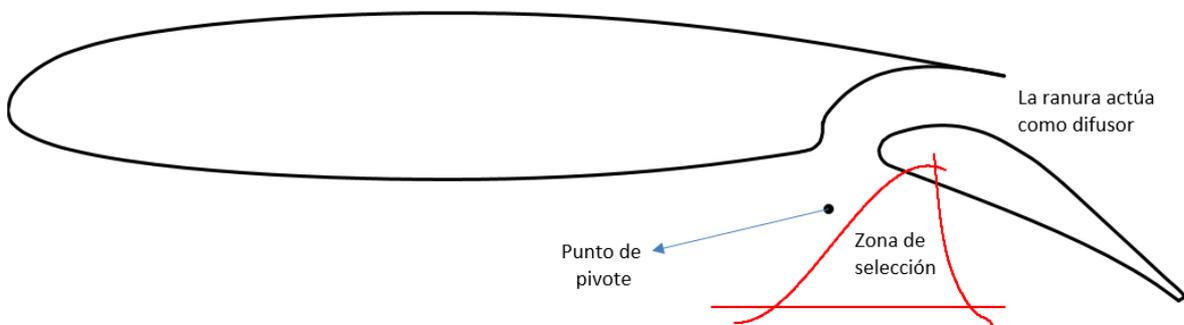


Figura 4: Pivote fuera de la zona de selección, ranura difusora.

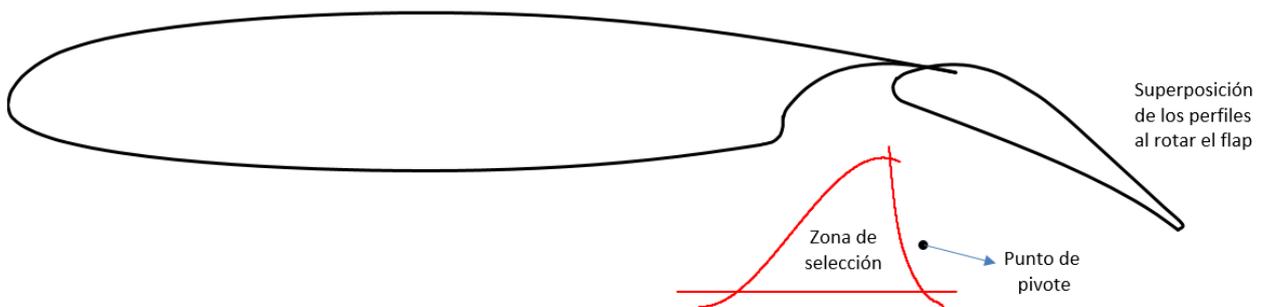


Figura 5: Pivote fuera de la zona de selección, superposición de perfiles.

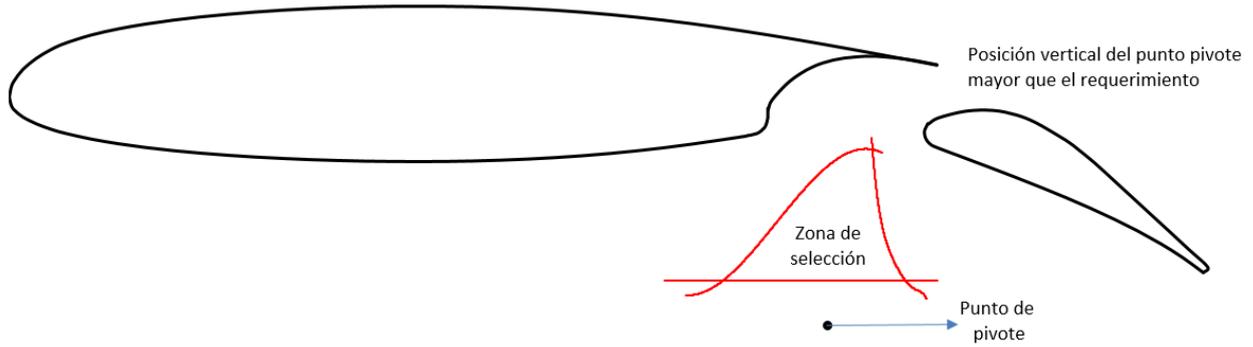


Figura 6: Pivote fuera de la zona de selección, posición vertical mayor que el requerimiento.

Una vez definida la zona de selección del punto pivote, es necesario elegir un punto de los infinitos que hay en dicha zona. Ésta elección se puede realizar de distintas manera, enumerando a continuación algunas de ellas:

- 1) Por requerimiento de apertura de la ranura y de longitud de solapamiento.
- 2) Buscando la posición en la cual se logre el coeficiente de sustentación máximo.
- 3) Buscando la mejor distribución de presiones sobre el flap (para igual valor de coeficiente de sustentación y ángulo de deflexión) minimizando momentos de charnela por ejemplo.

Para el caso de la primera metodología de selección del punto pivote, en la siguiente figura se muestra como se computan la apertura de ranura y longitud de solapamiento para la deflexión de diseño del flap:

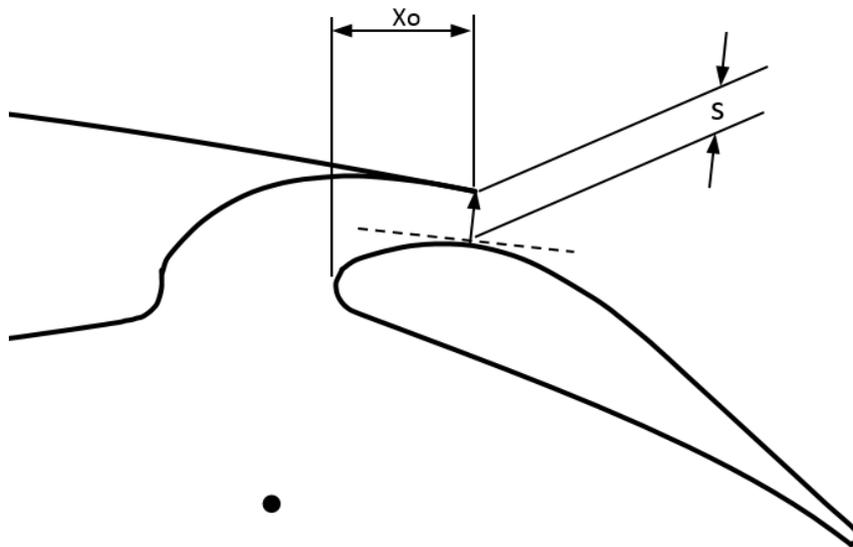


Figura 7: Apertura de ranura (s) y longitud de solapamiento (x_0).

Estas variables tienen una fuerte influencia en la calidad del flujo que moja el extradós del perfil. La apertura de la ranura y longitud de solapamiento determinarán la velocidad del flujo a la salida de la misma y variación en la resistencia del perfil, siendo condiciones estadísticas para este tipo de flap las siguientes:

$$\frac{s}{c} \geq 2\% \qquad \frac{x_0}{c} \leq 2,5\% \qquad (1)$$

Estas características se pueden representar en la zona de selección como guía para la elección del punto de pivote:

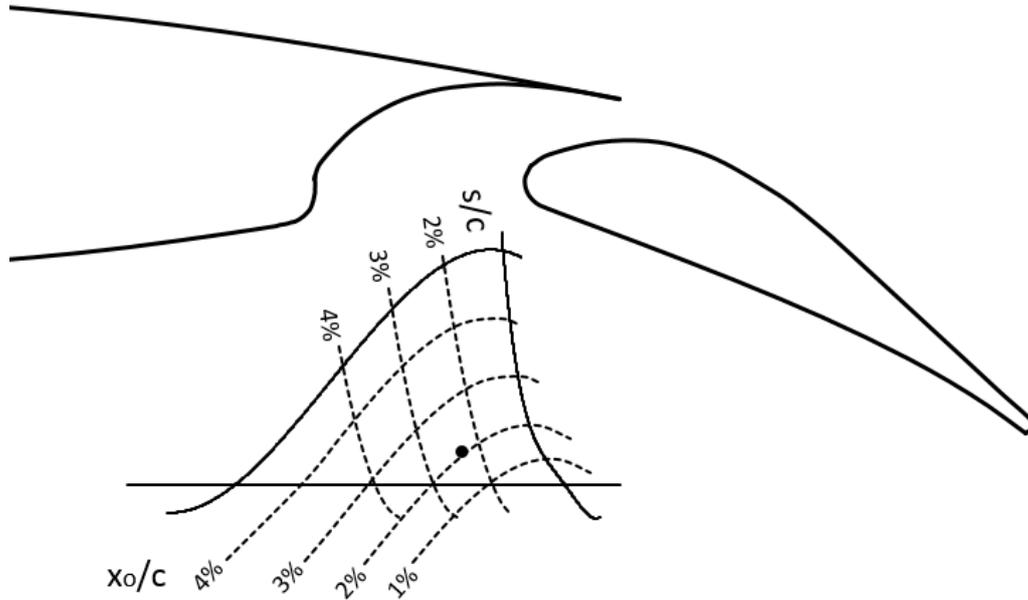


Figura 8: Selección del punto pivote por medio de requerimiento de apertura de ranura y longitud de solapamiento.

El problema de éste método es que la posición del punto de pivote seleccionada puede no ser la que permite obtener el mayor coeficiente de sustentación máximo.

Otro método para la selección del punto pivote consiste en determinar el coeficiente sustentación máximo para la deflexión de diseño y para distintos puntos de pivote dentro de la zona de selección:

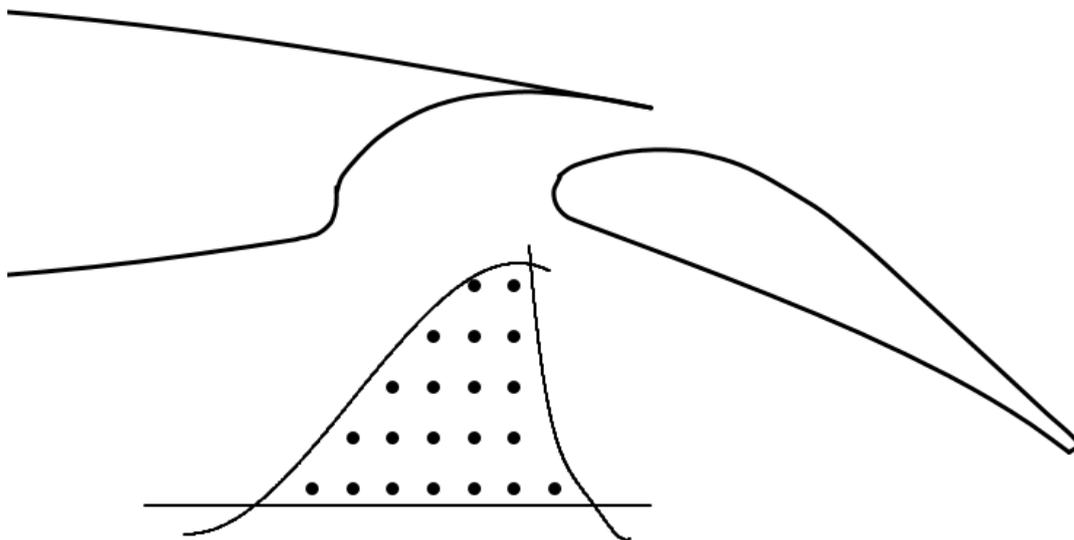


Figura 9: Grilla para selección del punto pivote.

Los inconvenientes de ésta metodología es la desinformación del incremento en el coeficiente de resistencia que puede ocurrir y el tiempo de procesamiento para determinar el coeficiente de sustentación máximo en cada punto pivote.

El último método es similar al anterior pero para cada punto de pivote se determina la distribución de presiones en el flap buscando la distribución que minimice el coeficiente de momento de charnela.

3. REQUERIMIENTOS DE DISEÑO

Se tienen los siguientes requerimientos que afectan al diseño bidimensional del flap:

- 1) Flap hipersustentador con ranura simple soportado en tres secciones por articulaciones que simulan un punto de rotación bajo el flap sin recurrir a brazos exteriores que serían perjudiciales por el arrastre.
- 2) Perfil raíz del ala con un espesor relativo de 16%.
- 3) Cuerda del flap: 30% C.
- 4) La deflexión máxima es de 35°.
- 5) Velocidad de pérdida en configuración aterrizaje.

Además de estos requerimientos fundamentales, el flap debe ser tal que en su posición retraída éste adicione la menor resistencia como sea posible del ala. Elevados coeficientes de momentos de cabeceo no son deseables debido a en primer lugar por los requerimientos estructurales del ala y en segundo lugar por el hecho de que aumenta la carga hacia abajo en el empenaje horizontal requerida para equilibrar la aeronave y en consecuencia disminuye la sustentación neta de la aeronave.

4. METODOLOGÍA DE TRABAJO

En referencias precedentes de FAdA, se obtiene la posición óptima del flap en la sección del ala de un avión de transporte liviano que proporciona la ranura más adecuada para el pasaje del flujo proveniente del intradós. Para ello se propone una posición inicial del flap para cada deflexión y luego se la modifica con desplazamientos verticales y horizontales. Luego para cada una de estas posiciones se ensaya en túnel de viento para obtener el coeficiente de sustentación máxima.

Este tipo de procedimientos llevados a cabo por medio de la simulación por computadora involucra mucho tiempo de mallado y procesamiento ya que para cada posición y deflexión del flap es necesario crear una geometría, mallarla y procesarla para varios ángulos de ataque.

En consecuencia dada la elección del cinematismo, se simulará el flujo para cada diseño donde el flap se mueve según un eje de rotación y toma las distintas posiciones de acuerdo al ángulo de deflexión del mismo. Este punto de pivote se seleccionó dentro de la zona de selección y en base a requerimiento de longitud de solapamiento ya apertura de ranura.

Se busca determinar la calidad del flujo en la ranura, es decir, ver si hay zonas del flap con flujo separado, si se produce una aceleración de la corriente hacia el extradós del flap, si la dirección del flujo a la salida de la ranura “moja” el extradós del flap o si el flujo que va desde el intradós al extradós del perfil es el suficiente para energizar la capa límite del flap. De esta manera, es posible tomar una acción en el futuro para mejorar la calidad del flujo en la ranura lo cual se consigue modificando la nariz del flap, o cambiando la geometría y extensión de la “slot lip”, o bien modificando la posición del eje de rotación del flap.

Los parámetros de diseño más importantes debido a que son los que más afectan la geometría de la ranura y la eficiencia del flujo a través de la misma para el control de la capa límite son:

- Tamaño del flap
- Posición y forma de la “slot lip”
- Forma de la entrada: con o sin Skirt
- Forma de la nariz del perfil
- Posición del flap respecto a la “slot lip” o posición del punto de pivote.

5. ANÁLISIS DE PERFILES CON EL SOFTWARE ANSYS® FLUENT

Para comenzar a analizar el perfil con flap de la aeronave fue necesario previamente estudiar la precisión de los resultados obtenidos con el software Ansys®. Para ello se buscaron datos sobre un perfil con flap de ranura simple del que se dispongan resultados del tipo experimental (túnel de viento) y así poder compararlos con los resultados de las simulaciones. Para mejorar la exactitud de los resultados de la simulación, el software dispone de

diferentes modelos de turbulencia, modelos de capa límite y algoritmos de resolución, unos más precisos que otros pero a su vez con un mayor costo operacional y en consecuencia mayor tiempo de cálculo.

Para la elección del modelo de simulación, modelo de capa límite y algoritmo de resolución, tamaño del dominio, refinamiento de la malla, etc. se utilizaron los datos experimentales de Ref. [2] donde se ensaya el Perfil GA(W)-2 con flap de ranura simple cuya cuerda es el 25% de la cuerda del perfil. A continuación se muestra el perfil GA(W)-2 con flap deflectado 20° (δ_f):

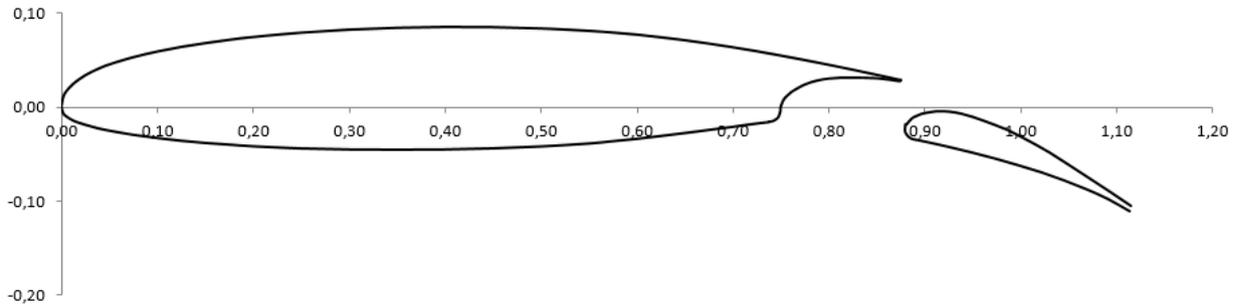


Figura 10: Perfil GA(W)-2 con flap de ranura simple

Los datos experimentales fueron obtenidos en túnel de viento con un número de Reynolds de $2,2 \times 10^6$ y un número de Mach de 0,13.

5.1. Ajuste del problema con el software ANSYS®

Primero se debe cargar el perfil con su flap y generar el dominio 2D alrededor del mismo en el módulo Design Modeler de ANSYS®. Para evitar que las condiciones de borde afecten a los resultados, se adoptó un dominio cuyo contorno esté distanciado a unas 20 cuerdas desde el perfil. El dominio tiene las siguientes dimensiones en términos de cuerda:

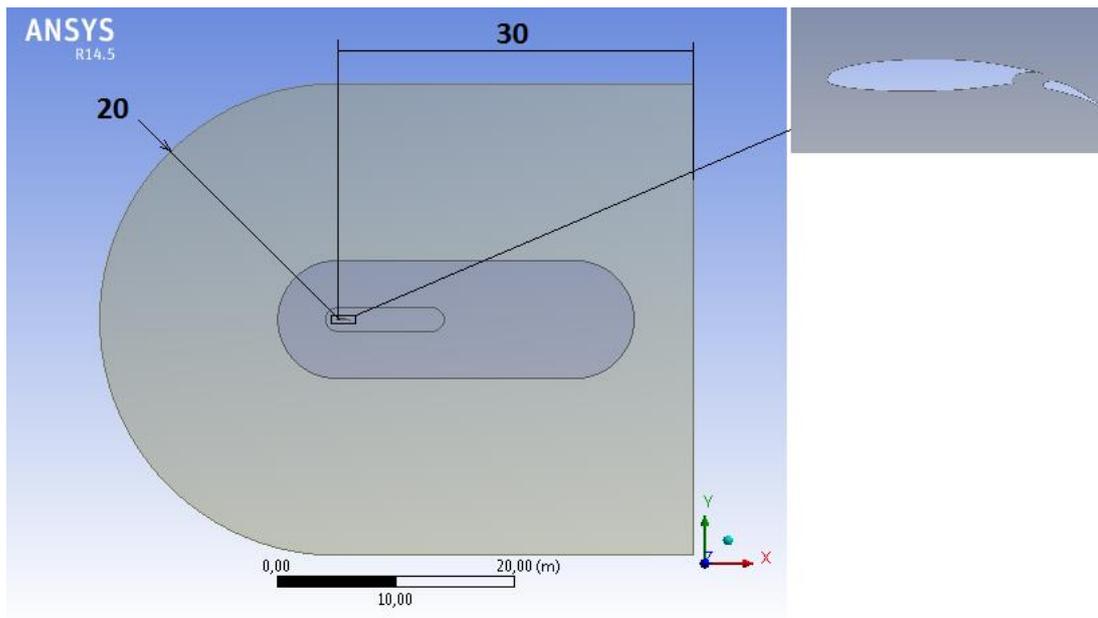


Figura 11: Dimensiones del dominio.

Como podemos ver en la Figura 11, dentro del dominio se han definido subdominios más pequeños con el objetivo de hacer refinamientos de malla hacia el perfil y su estela que es donde se producen las mayores perturbaciones del flujo respecto de la corriente sin perturbar.

Una vez definido el dominio, se lo puede mallar por medio del módulo Meshing de ANSYS®. Como se dijo anteriormente la malla generada es más fina a medida que nos acercamos al perfil. Además se impuso una longitud del borde en los elementos adyacentes al perfil y flap de 0,001C para apreciar los gradientes de presiones a lo largo de los mismos. Para poder captar los gradientes de velocidad en la capa límite se fijó la altura de los elementos adyacentes al perfil y flap y la tasa de crecimiento en los elementos contiguos en la dirección normal a la pared. Seleccionando el tamaño de la primera capa de elementos de $2.3 \times 10^{-5} C$ y una tasa de crecimiento de 1.20 para las 24 capas adyacentes se logra un mallado refinado alrededor del perfil cuyo espesor es de 0,01 C como se puede ver en la Figura 12.

Una vez mallado el dominio es posible cargar el modelo de turbulencia, condiciones de contorno, algoritmos de resolución, etc. en el módulo Fluent de ANSYS®. Como modelo de turbulencia se utilizó el modelo SST k- ω (shear stress transport) que da predicciones precisas en problemas con flujo separado por gradientes de presión adversos. La condición de contorno que se fijó en la pared del perfil es la de no deslizamiento (no slip condition), mientras que en los borde del dominio se estableció una velocidad de 32 m/s para obtener un número de Reynolds de 2.2×10^6 y Mach de 0,1. El modelo de resolución que se utilizó fue Pressure - based solver que es aplicable a regímenes de baja velocidad e incompresibles. Además el esquema de interpolación que se empleó fue de segundo orden corriente arriba ya que es recomendado por el proveedor del software cuando el flujo no está alineado con la grilla y como modelo de resolución se utilizó Coupled que es un algoritmo numérico que combina las ecuaciones de continuidad y momento para derivar una ecuación para la corrección de la presión.

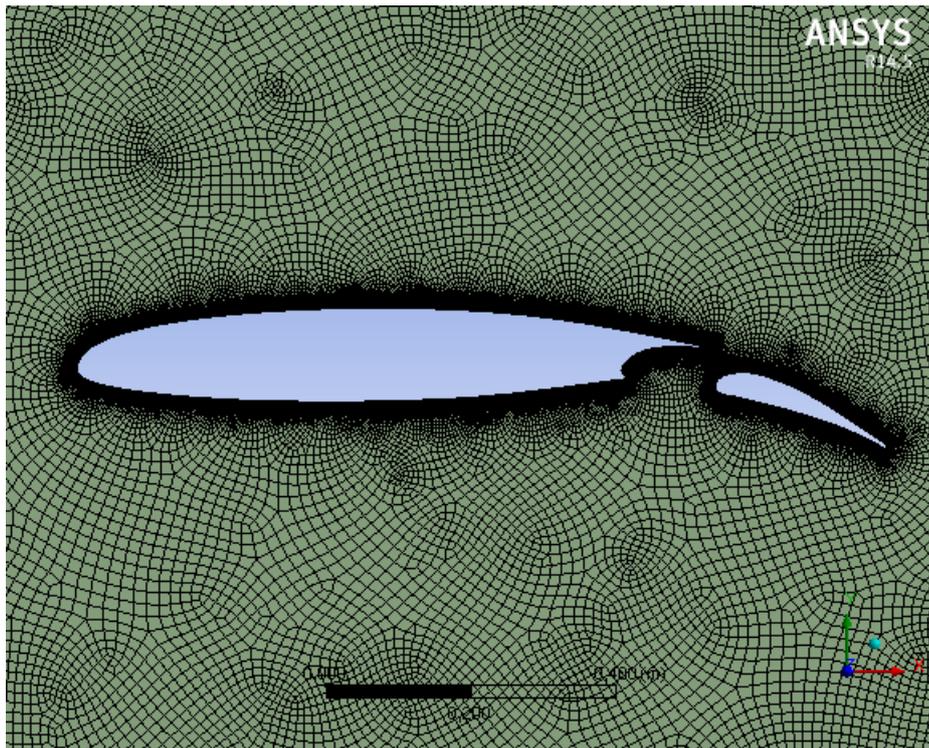


Figura 12: Mallado de la capa límite.

A continuación se muestran los resultados obtenidos con Fluent y los resultados extraídos de Ref. [2] para el perfil con el flap deflectado 20° y para ángulos de ataque (α) positivos y negativos.

<i>alpha</i> [°]	<i>Experimental</i>			<i>Fluent</i>			<i>Errores porcentuales</i>		
	Cm [-]	Cl [-]	Cd [-]	Cm [-]	Cl [-]	Cd [-]	Cm [%]	Cl [%]	Cd [%]
-8	-0.388	0.469	0.023	-0.407	0.633	0.017	4.7	35.1	28.7
-4	-0.423	1.002	0.024	-0.420	1.114	0.018	0.8	11.2	24.1
0	-0.449	1.514	0.037	-0.426	1.576	0.022	5.2	4.1	41.4
4	-0.460	1.983	0.054	-0.426	2.014	0.027	7.5	1.5	50.1
8	-0.464	2.445	0.077	-0.421	2.428	0.035	9.3	0.7	54.5
10	-0.462	2.675	0.091	-0.420	2.629	0.041	9.3	1.7	54.9
12	-0.449	2.877	0.106	-0.420	2.826	0.049	6.6	1.8	53.3
14	-0.442	3.036	0.125	-0.415	2.980	0.063	6.1	1.9	49.5
15	-0.434	3.094	0.137	-0.407	3.009	0.074	6.4	2.8	46.0
16	-0.415	1.601		-0.286	2.546	0.094	30.9	59.1	

Tabla 1: Resultados experimentales y de la simulación en módulo Fluent.

Cm: Coeficiente de momento de cabeceo del perfil.
 Cl: Coeficiente de sustentación del perfil.
 Cd: Coeficiente de resistencia del perfil.

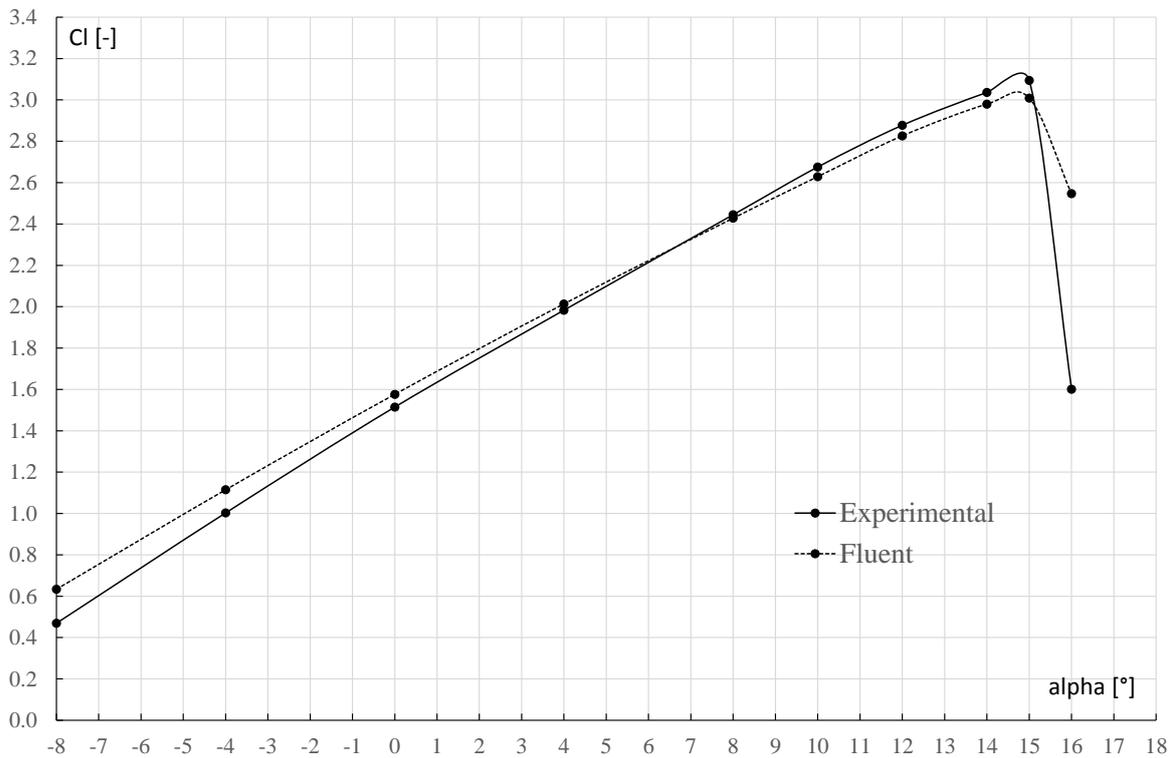


Figura 13: Comparación de coeficientes de sustentación entre ambas herramientas.

Como se observa en la Tabla 1 para ángulos de ataque positivos y en la región lineal de la curva Cl vs alpha los errores de los resultados obtenidos con Fluent son inferiores al 5% y de 2.75% en el Cl máximo. Para los mismos ángulos de ataque, los errores en el Cm son inferiores al 10%, mientras que para el Cd los errores son de alrededor

del 50%. En consecuencia esto nos permite inferir que la simulación por medio del software Fluent permite obtener con precisión el coeficiente de sustentación y en segunda medida el coeficiente de momento en simulaciones bidimensionales de perfiles con flap. A continuación se muestran las velocidades sobre el perfil y flap para un ángulo de ataque de 15° :

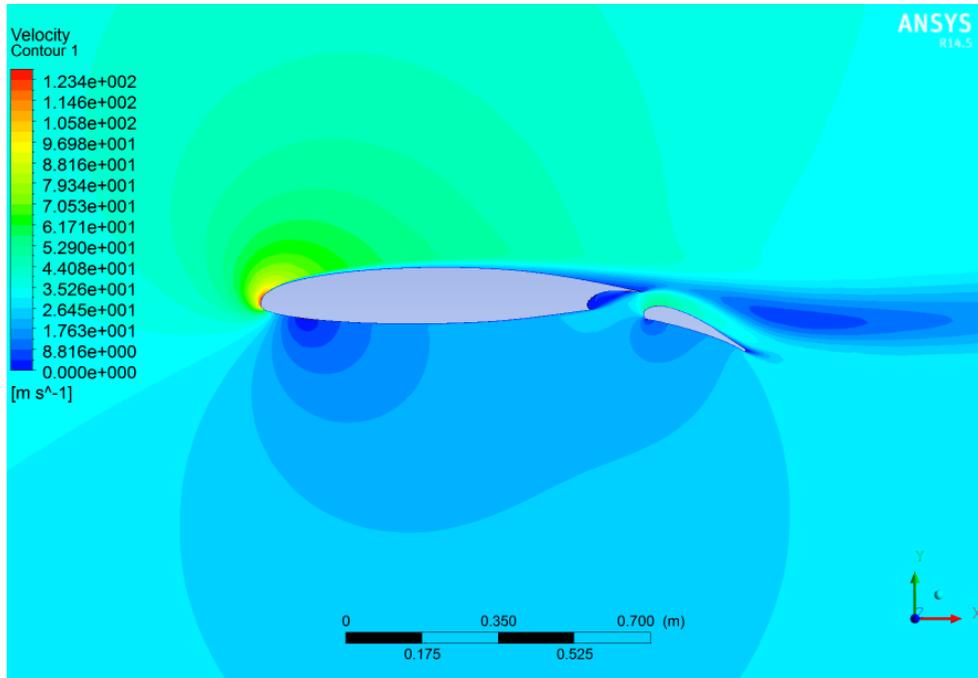


Figura 14: Campo de velocidades del perfil GA(W)-2 para ángulo de ataque máximo (15°) y flap deflectado 20°

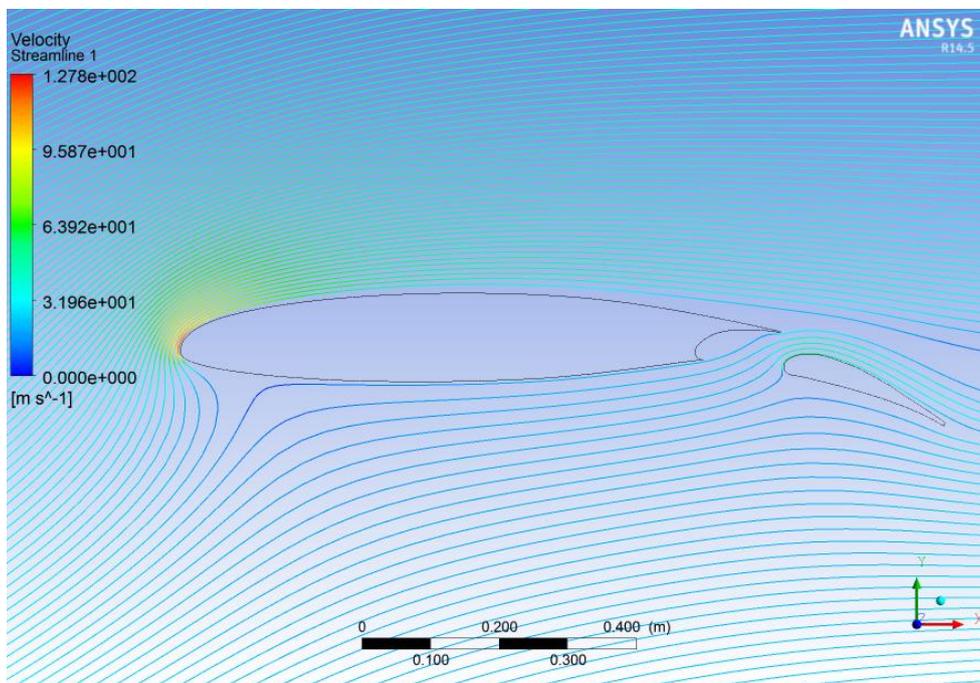


Figura 15: Líneas de corrientes para ángulo de ataque máximo (15°) y flap deflectado 20°

6. SIMULACIÓN DEL PRIMER DISEÑO

A continuación se muestra las principales características del flap:

Tamaño del flap [% de C]	30
Posición de slot lip [% de C]	78
Entrada de la ranura	Sin skirt
Radio de la nariz del flap [% de C_F]	6,5
Posición del eje de rotación [% de C]	(75,8 ; -8,4)

Tabla 2: Características del flap simulado

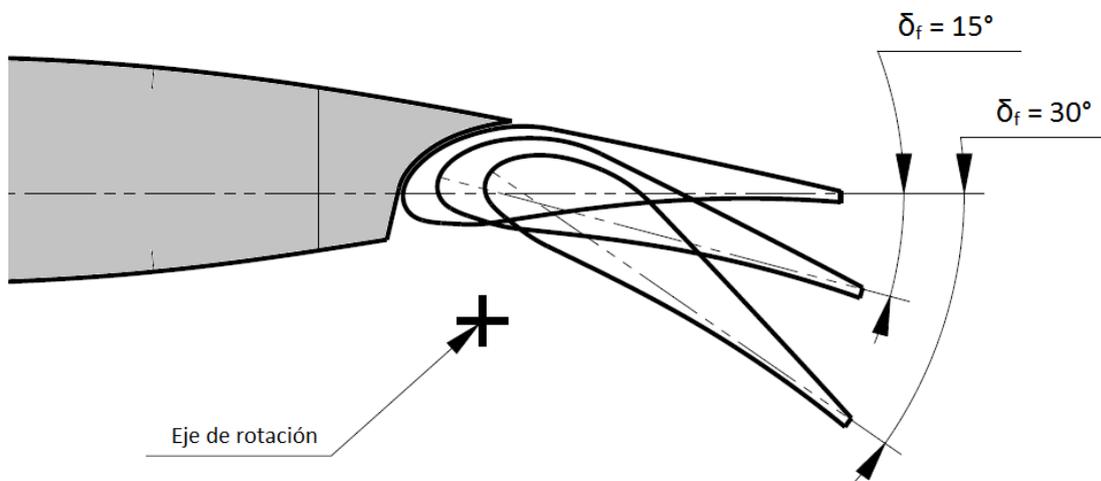


Figura 16: Diseño original

Para la simulación del diseño original se procedió de igual manera que en la simulación del perfil GA(W)-2. A continuación se muestran los resultados obtenidos y las visualizaciones del flujo para cada deflexión:

Deflexión de flap: 15°

alpha	Cl	Cd	Cm
[°]	[-]	[-]	[-]
0	1,283	0,019	-0,258
4	1,729	0,022	-0,257
6	1,937	0,025	-0,254
8	2,131	0,028	-0,249
9	2,222	0,030	-0,245
10	2,306	0,032	-0,240
11	2,381	0,035	-0,234
12	2,446	0,038	-0,227
13	2,497	0,042	-0,217
14	2,532	0,046	-0,206
15	2,546	0,052	-0,193
16	2,530	0,061	-0,178
17	2,441	0,076	-0,159

Tabla 3 – Resultados para $\delta_f = 15^\circ$

Deflexión de flap: 20°

alpha	Cl	Cd	Cm
[°]	[-]	[-]	[-]
0	1,055	0,052	-0,212
4	1,491	0,054	-0,203
6	1,696	0,056	-0,195
8	1,897	0,059	-0,186
9	1,997	0,060	-0,182
10	2,095	0,062	-0,177
11	2,192	0,064	-0,171
12	2,290	0,067	-0,166
13	2,387	0,070	-0,161
14	2,489	0,073	-0,156
15	2,588	0,077	-0,151
16	2,686	0,080	-0,145
17	2,779	0,083	-0,139

Tabla 4 – Resultados para $\delta_f = 20^\circ$

Deflexión de flap: 25°

alpha	Cl	Cd	Cm
[°]	[-]	[-]	[-]
0	1,261	0,046	-0,259
4	1,639	0,050	-0,246
6	1,824	0,053	-0,240
8	2,011	0,056	-0,234
9	2,099	0,058	-0,231
10	2,186	0,060	-0,228
11	2,275	0,062	-0,225
12	2,360	0,064	-0,222
13	2,441	0,067	-0,218
14	2,519	0,070	-0,215
15	2,593	0,074	-0,212
16	2,657	0,079	-0,209
17	2,705	0,087	-0,206
18	2,713	0,099	-0,202

Tabla 5 - Resultados para $\delta_f = 25^\circ$

Deflexión de flap: 30°

alpha	Cl	Cd	Cm
[°]	[-]	[-]	[-]
0	1,320	0,059	-0,199
4	1,702	0,062	-0,105
6	1,887	0,065	-0,057
7	1,979	0,066	-0,032
8	2,067	0,067	-0,008
9	2,156	0,069	0,016
10	2,243	0,071	0,039
11	2,329	0,073	0,063
12	2,412	0,075	0,086
14	2,564	0,081	0,131
16	2,690	0,090	0,171
17	2,727	0,099	0,186
18	2,699	0,114	0,192

Tabla 6 - Resultados para $\delta_f = 30^\circ$

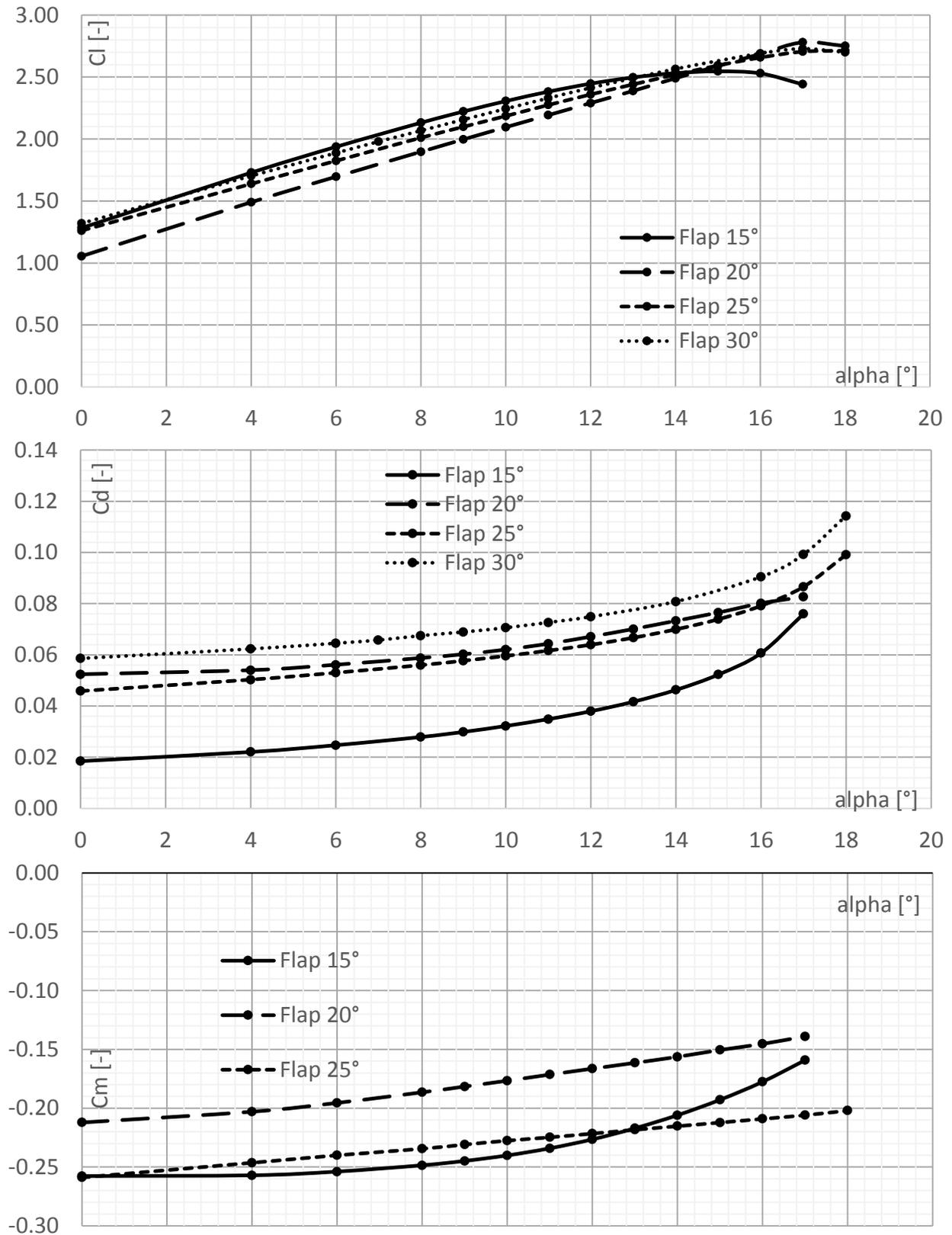


Figura 17: Coeficiente de sustentación, resistencia y momento del perfil con flap.

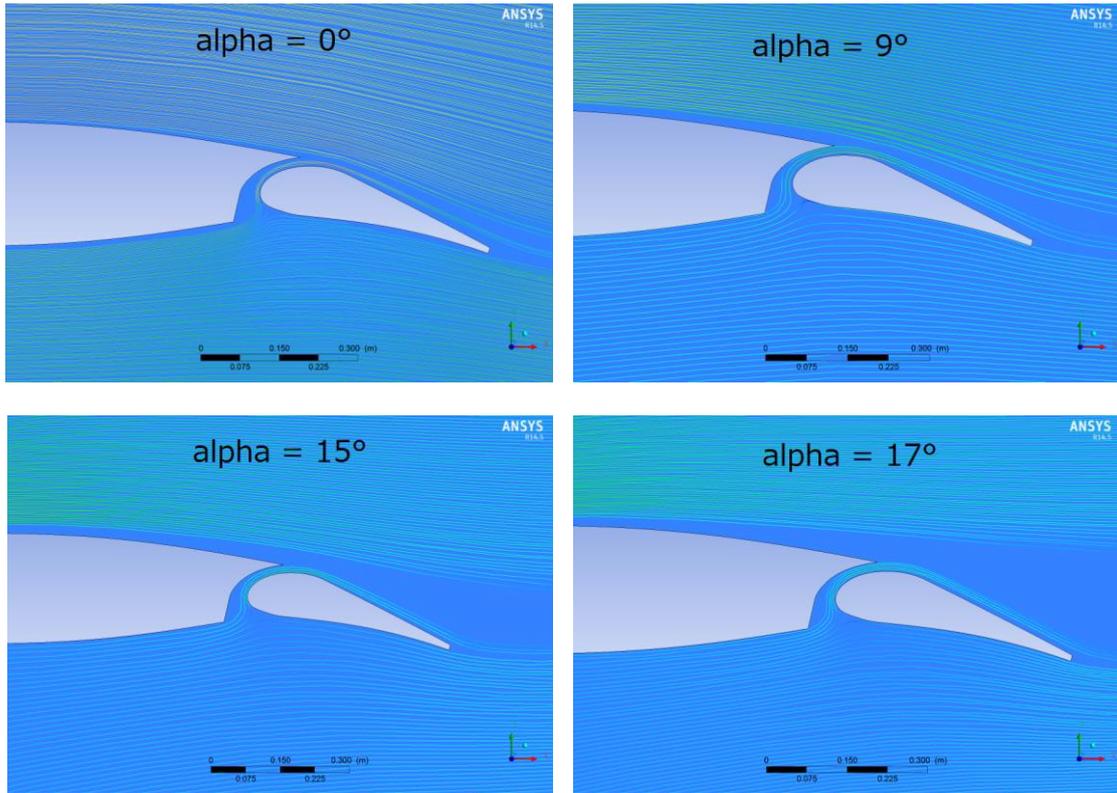


Figura 18: Líneas de corriente sobre el Perfil con flap para $\delta_f = 15^\circ$

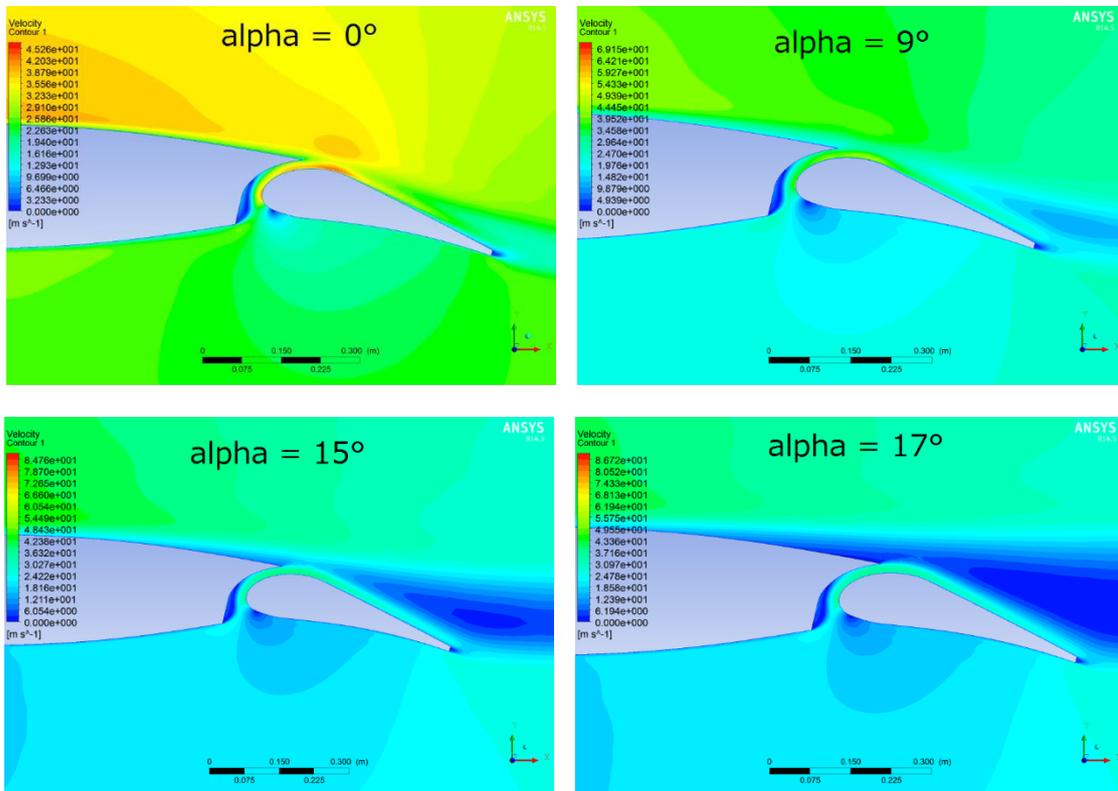


Figura 19: Campo de velocidades sobre el Perfil con flap para $\delta_f = 15^\circ$

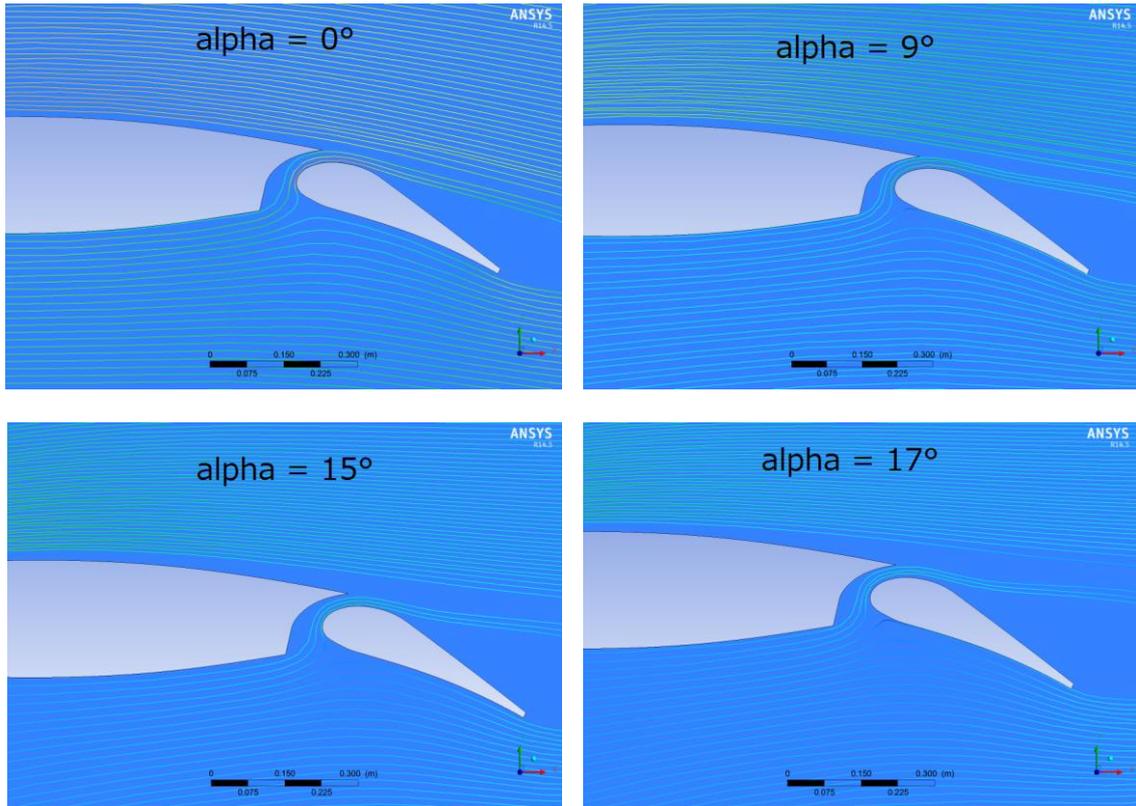


Figura 20: Líneas de corriente sobre el Perfil con flap para $\delta_f = 25^\circ$

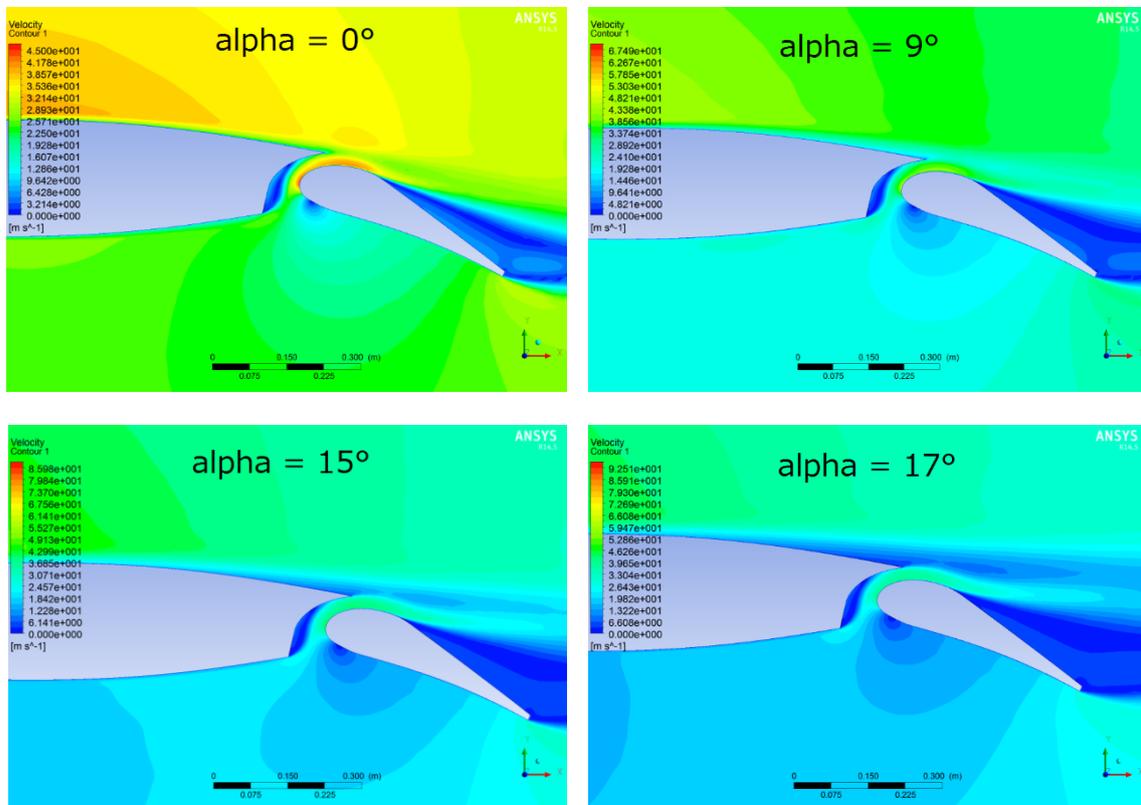


Figura 21: Campo de velocidades sobre el Perfil con flap para $\delta_f = 25^\circ$

6.1. Cálculo de la efectividad del flap

Se define la efectividad del flap de la siguiente manera:

$$\eta_f = \left(\frac{\partial C_l}{\partial \delta_f} \right)_{\alpha=cte} \quad (2)$$

A continuación se presenta la efectividad del flap simulado en función de la deflexión del flap para distintos ángulos de ataque:

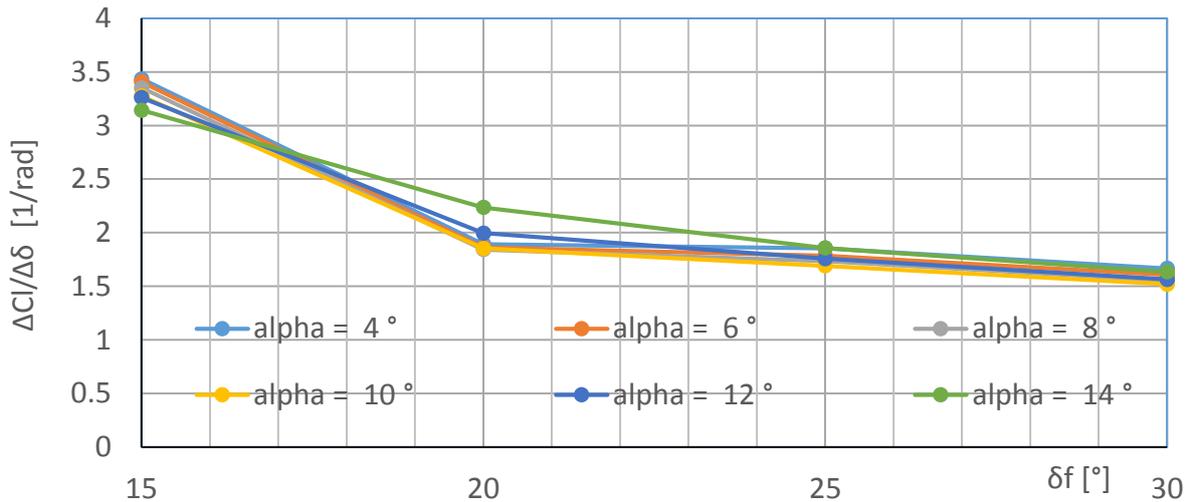


Figura 22: Efectividad del flap simulado

Como se puede apreciar en el gráfico anterior la efectividad del flap disminuye para deflexiones mayores a 15° para todos los ángulos de ataque indicados. Este comportamiento se observó también en la Figura 17 donde no se aprecian incrementos de sustentación importantes para deflexiones mayores a 15° . Además, en la visualización del flujo con FLUENT, se observa que para deflexiones mayores a 15° el flujo de aire se encuentra desprendido en el extradós del flap, lo que produce esta disminución de efectividad.

7. NUEVO DISEÑO DE FLAP

Con el objetivo de mantener una efectividad del flap para deflexiones mayores a 15° , se propone un nuevo diseño del flap y del punto de rotación del mismo. Las acciones que buscan modificar la geometría de la ranura son las siguientes:

- Prolongar o extender la posición de la “slot lip”.
- Disminuir el radio de nariz del flap.
- Modificar la posición del punto de rotación del flap (como consecuencia de la nueva zona de selección que incluya la modificaciones anteriores)

También es necesario considerar la solución constructiva y las tolerancias dimensionales que debe haber cuando el flap está retraído y durante su deflexión, buscando un resultado de compromiso entre la solución aerodinámica y la constructiva. En base a esto, se propone un nuevo diseño de flap con las características antes mencionadas. A continuación se muestra las principales características de este nuevo diseño de flap:

Tamaño del flap [% de C]	30
Posición de slot lip [% de C]	80
Entrada de la ranura	Sin "skirt" y entrada suavizada
Radio de la nariz del flap [% de C_F]	6
Posición del eje de rotación [% de C]	(77 ; -10)

Tabla 7: Características del nuevo flap.

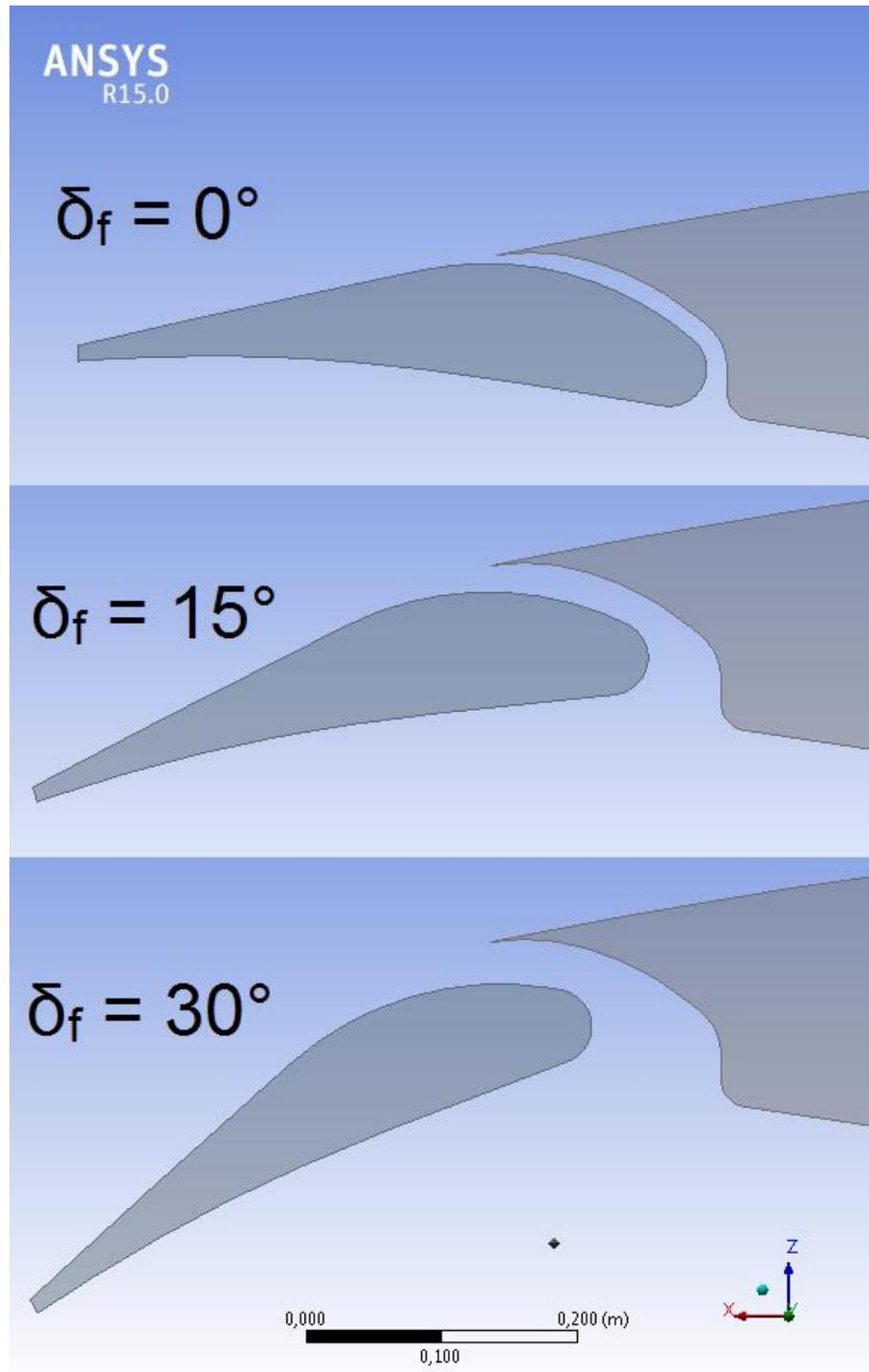


Fig. 1 – Flap nueva generación.

Resultados para deflexión de 15°:

alpha	Cl	Cd	Cm
[°]	[-]	[-]	[-]
0	1,278	0,017	-0,265
4	1,727	0,021	-0,265
6	1,938	0,023	-0,263
8	2,135	0,027	-0,259
9	2,226	0,029	-0,255
10	2,310	0,031	-0,251
11	2,387	0,034	-0,245
12	2,455	0,037	-0,238
13	2,510	0,041	-0,230
14	2,546	0,045	-0,219
15	2,560	0,051	-0,205
16	2,542	0,059	-0,190
17	2,445	0,075	-0,170

Tabla 8: Resultados para el nuevo flap y $\delta_f = 15^\circ$

Resultados para deflexión de 20°:

alpha	Cl	Cd	Cm
[°]	[-]	[-]	[-]
0	1,573	0,020	-0,327
4	2,010	0,024	-0,325
6	2,214	0,027	-0,321
8	2,404	0,031	-0,315
9	2,491	0,033	-0,310
10	2,569	0,035	-0,305
11	2,638	0,038	-0,297
12	2,694	0,042	-0,288
13	2,736	0,046	-0,276
14	2,760	0,051	-0,262
15	2,759	0,058	-0,246
16	2,722	0,067	-0,226
17	2,587	0,086	-0,202

Tabla 9: Resultados para el nuevo flap y $\delta_f = 20^\circ$

Resultados para deflexión de 25°:

alpha	Cl	Cd	Cm
[°]	[-]	[-]	[-]
0	1,781	0,024	-0,371
4	2,180	0,030	-0,360
6	2,394	0,032	-0,359
8	2,611	0,036	-0,358
9	2,705	0,038	-0,356
10	2,787	0,041	-0,351
11	2,852	0,045	-0,342
12	2,899	0,049	-0,331
13	2,924	0,054	-0,316
14	2,929	0,060	-0,299
15	2,910	0,068	-0,280
16	2,847	0,080	-0,256
17	2,654	0,104	-0,226

Tabla 10: Resultados para el nuevo flap y $\delta_f = 25^\circ$

Resultados para deflexión de 30°:

alpha	Cl	Cd	Cm
[°]	[-]	[-]	[-]
0	1,516	0,046	-0,316
4	1,907	0,050	-0,306
6	2,099	0,053	-0,300
8	2,289	0,056	-0,296
9	2,382	0,058	-0,293
10	2,471	0,059	-0,289
11	2,560	0,062	-0,286
12	2,649	0,064	-0,284
13	2,739	0,067	-0,283
14	2,826	0,071	-0,281
15	2,911	0,076	-0,280
16	2,955	0,093	-0,283
17	2,612	0,134	-0,243

Tabla 11: Resultados para el nuevo flap y $\delta_f = 30^\circ$

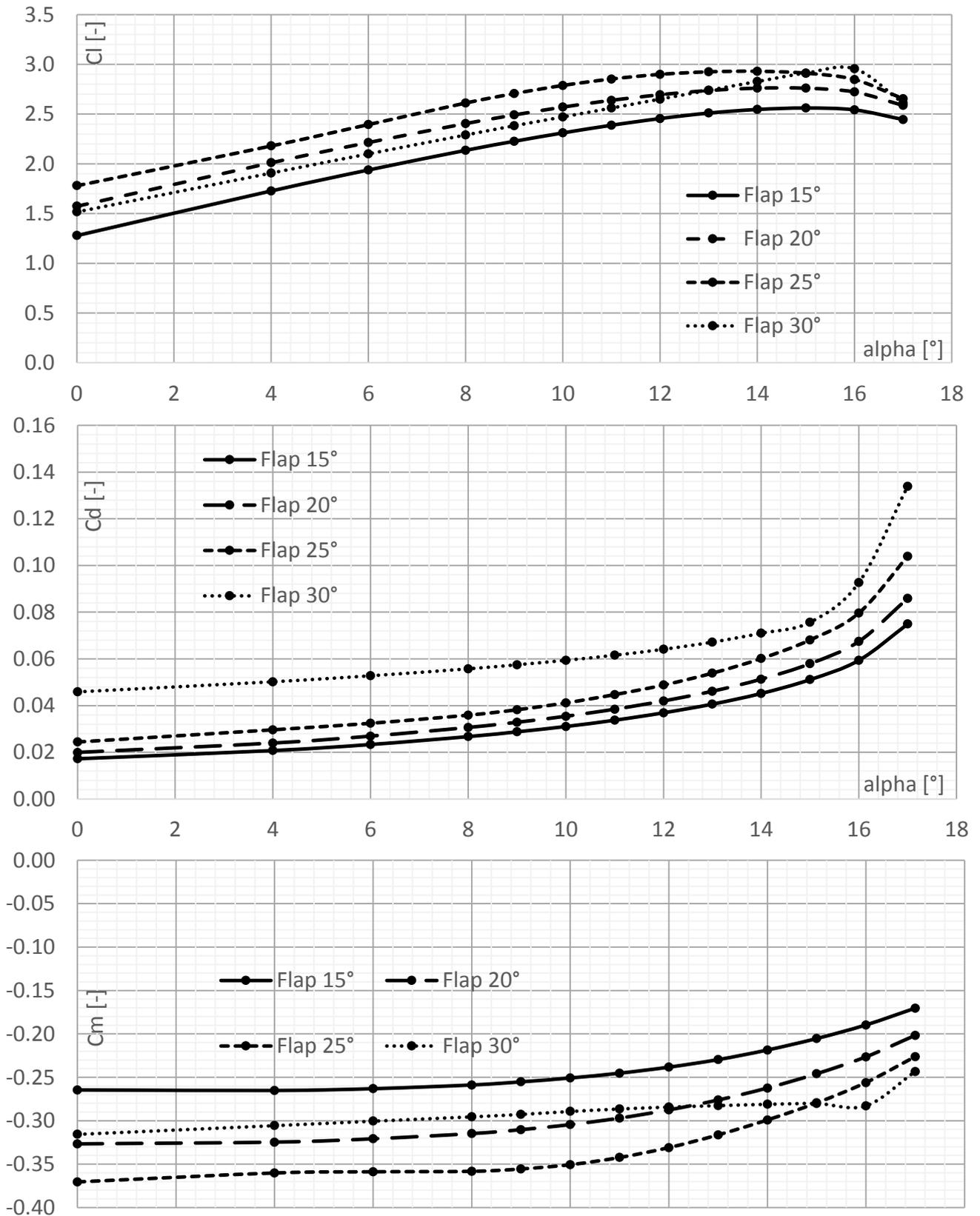


Fig. 2 - Coeficiente de sustentación, resistencia y momento del perfil con flap G3.

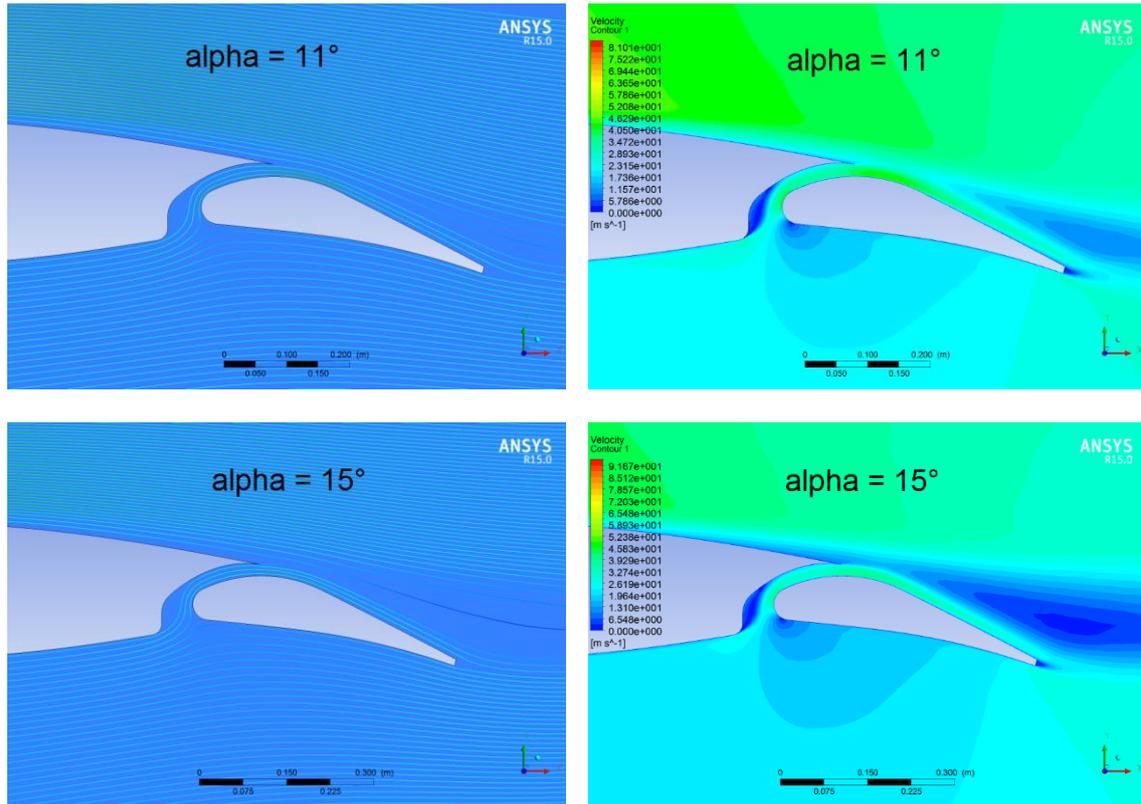


Figura 23: Campo de velocidades y líneas de corriente para el flap G4 con deflexión de 15°

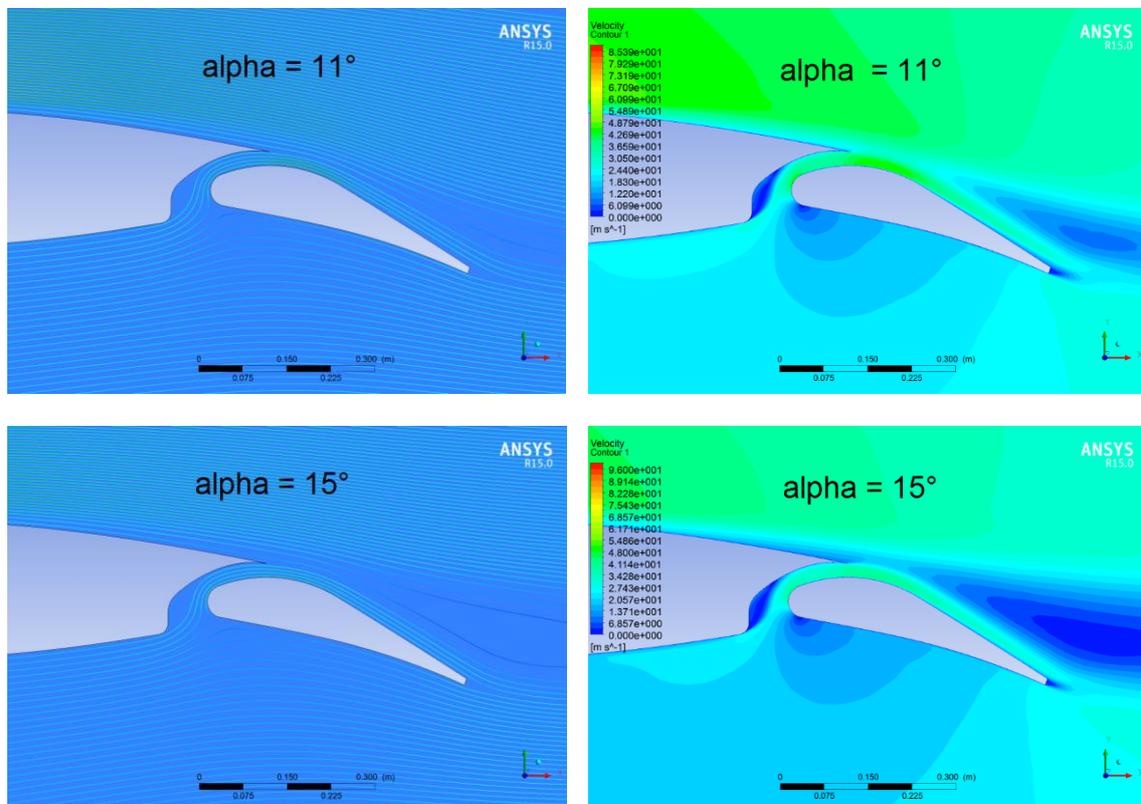


Figura 24: Campo de velocidades y líneas de corriente para el nuevo flap con deflexión de 20°.

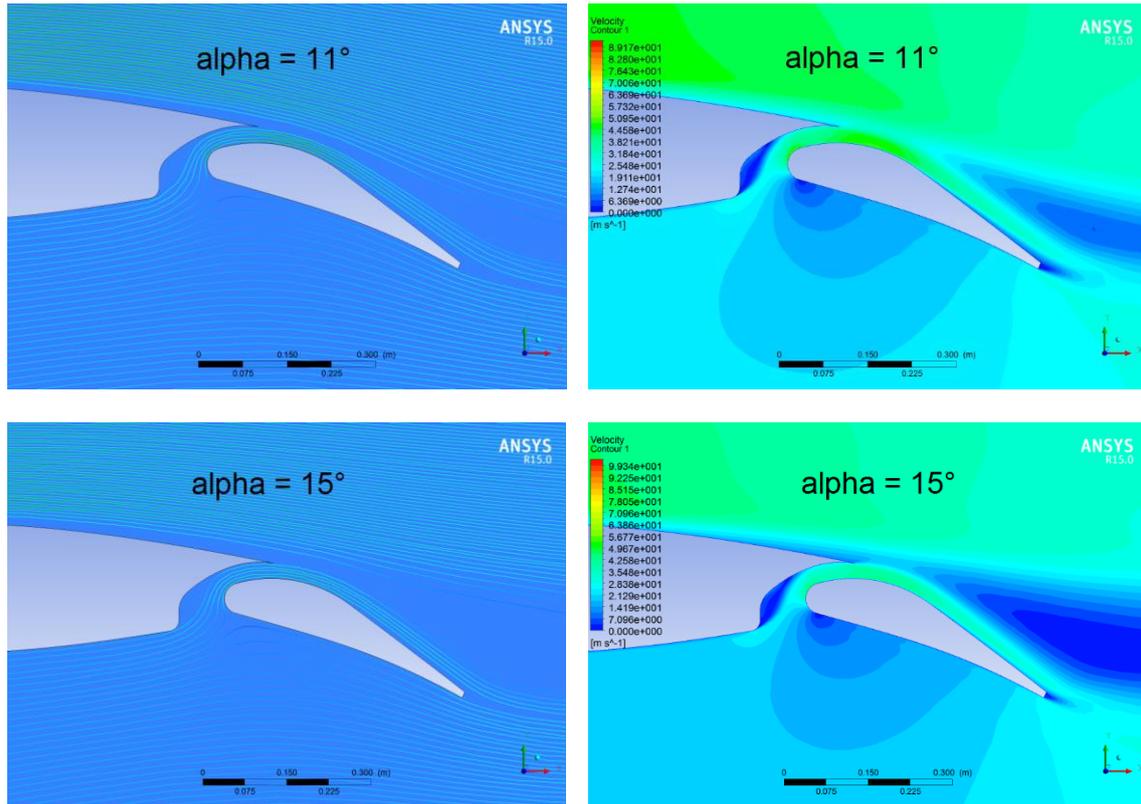


Figura 25: Campo de velocidades y líneas de corriente para el nuevo flap con deflexión de 25°.

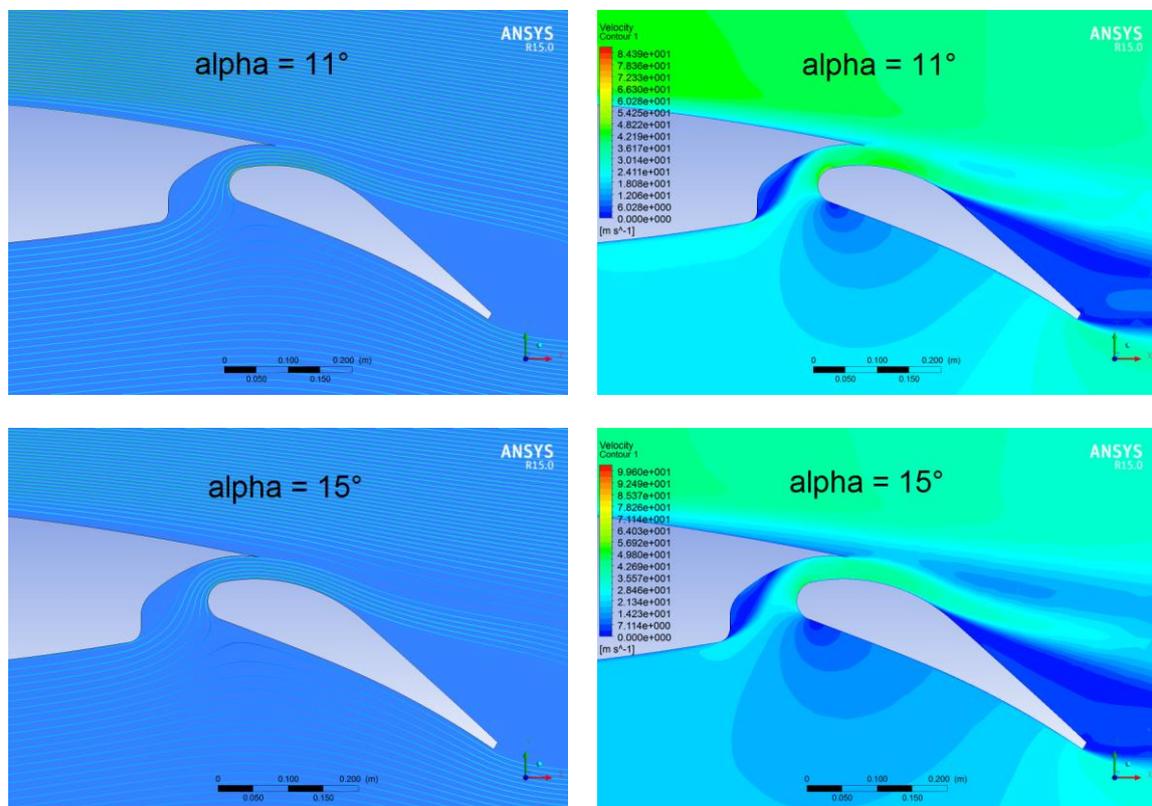


Figura 26: Campo de velocidades y líneas de corriente para el nuevo flap con deflexión de 30°.

A continuación se representa la efectividad del flap nueva generación, que muestra una leve disminución del incremento de sustentación por grado de deflexión hasta que se alcanza los 25° de deflexión. Sin embargo para una deflexión de 30° la efectividad disminuye notoriamente como consecuencia de que el flujo proveniente de la ranura se separa del extradós del flap y no consigue energizar la capa límite en esta zona.

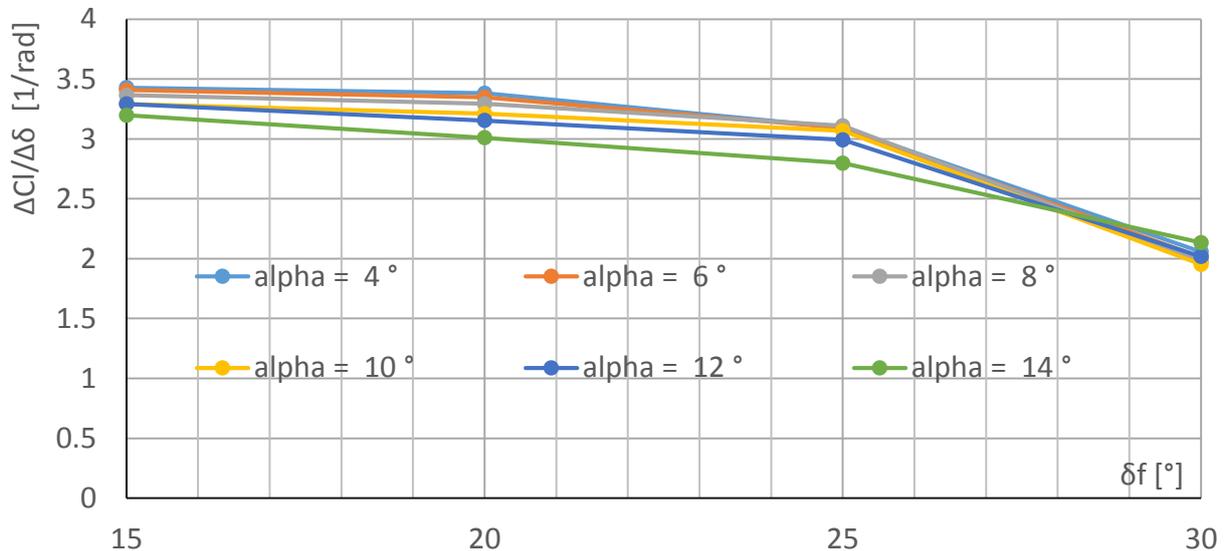


Figura 27: Efectividad del nuevo flap.

8. CONCLUSIONES

En los resultados obtenidos con una deflexión de 15° del flap original se alcanza la sustentación requerida en el aterrizaje. Además para esta deflexión se observa que el flujo a través de la ranura es acelerado y dirigido hacia el extradós del perfil energizando la capa límite del mismo hasta incluso en la pérdida de sustentación. Se observa además una pequeña región de flujo desprendido en la entrada de la ranura debido probablemente a la ausencia de una entrada gradual con un radio de curvatura mayor.

Para mayores ángulos de deflexión del flap original se pierde eficiencia en la ranura ya que se observa que el flujo de aire que atraviesa la ranura no logra “mojar” el extradós del flap a pesar de que la apertura de la misma es mayor respecto a menores deflexiones. Como consecuencia de esto el flujo se encuentra desprendido en el extradós del flap. Esto puede deberse probablemente a una aceleración insuficiente del flujo o bien por no lograr dirigir al flujo por disponer de una “slot lip” pequeña.

Las modificaciones introducidas en la nueva generación de flap mostró un mejor comportamiento que el flap original ya que lograron mantener la efectividad del flap hasta deflexiones de 25°. Hasta alcanzar estas deflexiones el flujo de la ranura incrementó la velocidad del aire inmediato al extradós del flap.

Finalmente, el nuevo flap cuyo diseño es el resultado de una relación de compromiso entre la solución constructiva, que considera la tecnología de construcción y las tolerancias dimensionales mínimas para evitar contacto entre el flap y el cuerpo principal, y la solución aerodinámica, y con una deflexión de 25° logró alcanzar la sustentación requerida para el aterrizaje a un menor ángulo de ataque que con el flap original deflectado.

9. REFERENCIAS

[1]. Jones F. Cahill, NACA Research Memorandum No. L8D09, “Summary of section data on trailing – edge high – lift devices”, Langley Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va. August 20, 1948.

[2]. Aeronautical Report 76-2, “Wind tunel test of the GA(W)-2 airfoil with 20% aileron, 25% slotted flap, 30% fowler flap and 10% slot-lip spoiler”, Wichita State University, August 1972.