



**Escola Tècnica Superior d'Enginyeries
Industrial i Aeronàutica de Terrassa**

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TITULACIÓ:

GRAU EN ENGINYERIA EN VEHICLES AEROESPACIALS

ALUMNE:

MÒNICA SALLARÈS FITÉ

TÍTOL TFG:

**ESTUDIO DEL EFECTO DE LOS OSCILADORES FLUÍDICOS
SOBRE PERFILES AERODINÁMICOS MEDIANTE MECÁNICA DE
FLUIDOS COMPUTACIONAL.**

DIRECTOR DEL TFG:

DAVID DEL CAMPO

CONVOCATÒRIA DE LLIURAMENT DEL TFG:

JUNY 2015

CONTINGUT D'AQUEST VOLUM:

DOCUMENT 1. – MEMÒRIA

Estudio del efecto de los osciladores fluídicos sobre perfiles aerodinámicos mediante mecánica de fluidos computacional

Proyecto final de grado de la Universitat Politècnica de Catalunya para
el título de Grado en Vehículos Aeroespaciales de la Escola Tècnica
Superior d'Enginyeries Industrial i Aeronàutica de Terrassa

MEMORIA

Universitat Politècnica de Catalunya (UPC)



Autor:

Mònica Sallarès Fité

Director:

David Del Campo

Co-Directores:

Vanessa Del Campo Gatell

Josep Maria Bergadà Granyó

12 de junio de 2015

AGRADECIMIENTOS

Agradezco por encima de todo la paciencia y apoyo que me ha mostrado mi familia y amigos durante todos los años de la carrera.

Además me gustaría darle las gracias a David, Vanessa y Josep por estar siempre a disposición de los proyectistas.

ÍNDICE GENERAL

PORTADA

ÍNDICE GENERAL

ÍNDICE DE FIGURAS Y TABLAS

1. Introducción	9
1.1 Objetivo	9
1.2 Requerimientos	9
1.3 Alcance	9
1.4 Justificación.....	10
1.5 Estado del arte.....	10
2. Aerodinámica de perfiles	14
2.1 Las cuatro preguntas fundamentales	14
2.2 El fluido viscoso: Introducción a la capa límite	17
2.2.1 La viscosidad y el esfuerzo cortante.....	17
2.2.2 El gradiente de velocidades	18
2.2.3 El perfil de temperaturas.....	19
2.2.4 El número de Reynolds	20
2.3 Generalidades de los perfiles aerodinámicos	21
2.3.1 Conceptos básicos	21
2.3.2 Tipos de entrada en pérdida y sus principios	22
2.4 Características del perfil NACA 4421 estudiado	25
3. Dispositivos para el control de la capa límite	28
3.1 Dispositivos hipersustentadores.....	28
3.2 Los osciladores fluídicos y su funcionamiento	35
4. Mallado e implementación del caso	37
4.1 Mallado.....	37
4.1.1 Cálculo de la altura de la primera celda: Δy_1	40
4.1.2 Calidad de la malla.....	40
4.1.3 Validación de la malla	42
4.2 Implementación del caso: Teoría básica de la resolución numérica en FLUENT	42

5. Simulaciones con Resultados y Discusión de Resultados	48
5.1 Condiciones de entrada en el FLUENT.....	48
5.1.1 Función UDF	49
5.2 Elección de las frecuencias y la velocidad máxima del oscilador	50
5.3 Estudio del desprendimiento de la capa límite	51
5.3.1 Resultados.....	51
5.3.2 Discusión	53
5.4 Estudio del campo de presiones y del campo de vorticidades	55
5.4.1 Resultados.....	55
5.5 Estudio del campo de vorticidades.....	56
5.5.1 Resultados.....	56
5.5.2 Discusión	57
5.6 Estudio del campo de velocidades.....	58
5.6.1 Resultados.....	58
5.6.2 Discusión	59
5.7 Estudio del coeficiente de sustentación	60
6. Impacto medioambiental	62
6.1 ¿ Cómo influiría la aplicación a mayor escala de los osciladores fluídicos en el medioambiente ?.....	62
7. Presupuesto	64
8. Conclusiones y trabajos futuros	65
8.1 Conclusiones.....	65
8.2 Trabajos futuros	66

BIBLIOGRAFÍA

ÍNDICE DE FIGURAS

Fig. 1-1 Evolución de los artículos publicados sobre SJA de [Zhang et al, 2008]	11
Fig. 1-2 Formas de estudio del oscilador fluídico de [Belsterling,1990]	11
Fig. 1-3 Estudio de un oscilador fluídico mediante la construcción de un circuito eléctrico equivalente de [Belsterling,1990]	12
Fig. 1-4 Control loaded fluidic oscillator de[Morris,1973].....	12
Fig. 1-5 Vent-fed fluidic oscillator de [Morris,1973].....	12
Fig. 2-1 Separación del campo fluido en dos regiones de [Anderson, 1984]	14
Fig. 2-2 Esquema del campo fluido con influencias de la viscosidad de [Anderson J. , 1984]	15
Fig. 2-3 Diversos regímenes de flujo de [Belsterling,1990].....	16
Fig. 2-4 Esquema de la clasificación del fluido según diferentes parámetros	17
Fig. 2-5 Efecto del esfuerzo cortante en la capa límite de [F.M White,2003]	17
Fig. 2-6 Perfil de velocidades en una capa límite viscosa de [Kutateladze, 1990]	19
Fig. 2-7 Transición de capa límite laminar a turbulenta de [Houghton, 2013]	20
Fig. 2-8 Magnitudes importantes del perfil aerodinámico de [Houghton, 2013]	21
Fig. 2-9 Curva Cl-Alpha con entrada en pérdida tipo A de [R.Whitford , 1987]	23
Fig. 2-10 Curva Cl-alpha con entrada en pérdida tipo B [R.Whitford , 1987]	23
Fig. 2-11 Curva Cl-alpha con entrada en pérdida tipo C [R.Whitford , 1987]	24
Fig. 2-12 Entrada en pérdida del perfil NACA 4421. Tipo A de [D.R.Kirk, 2000]	25
Fig. 2-13 Curva Cd-Cl y Cm-Cl del perfil NACA 4421 de [Abbott and Von Doenhoff, 1958].....	26
Fig. 2-14 Curva Cl-Alpha y Cm-Alpha del perfil estudiado de[Abbott and Von Doenhoff, 1958].....	27
Fig. 3-1 Flap normal de [Anderson and Eberhardt, 2001].....	28
Fig. 3-2 Flap de intradós de [Anderson and Eberhardt, 2001]	29
Fig. 3-3 Flap de intradós de un Boeing B-17 de [Anderson and Eberhardt, 2001]	29
Fig. 3-4 Flap con ranura simple de un Boeing C-17A de [USAF and AMC, 2008]	29
Fig. 3-5 Flap con ranura simple de [Anderson and Eberhardt, 2001]	29
Fig. 3-6 Fowler flap de [Anderson and Eberhardt, 2001]	29

Fig. 3-7 Efectos de los diferentes tipos de flaps	30
Fig. 3-8 Slot fijo de [Anderson and Eberhardt, 2001]	30
Fig. 3-9 Slat fijo en un avión STOL, de [Anderson and Eberhardt, 2001]	31
Fig. 3-10 Slat fijo de [Anderson and Eberhardt, 2001]	31
Fig. 3-11 Mecanismo del Slat móvil de [Anderson and Eberhardt, 2001]	31
Fig. 3-12 Clasificación de los métodos de modificación del comportamiento de la capa límite.....	32
Fig. 3-13 Generador de vórtices de una Cessna 182 de [AeroDynamics, 2003]	32
Fig. 3-14 Vortilones en el intradós de un DC-9.....	33
Fig. 3-15 Aspiración de un perfil multi-slotted a altos ángulos de ataque de [Hazen,2000]	34
Fig. 3-16 Clasificación de los osciladores fluidicos.....	35
Fig. 3-17 Esquema de un oscilador con paredes de adherencia de [Tesar,2013]	35
Fig. 3-18 Esquema de un oscilador con interacción de chorro de [Morris,1973]	35
Fig. 4-1 Vista global del mallado definitivo de [Sallarès,2015]	38
Fig. 4-2 Distribución de las celdas en la parte anterior del perfil de [Sallarès, 2015]	39
Fig. 4-3 Mallado del borde de salida del perfil NACA 4421 de [Sallarès,2015]	39
Fig. 4-4 Distribución de celdas en la estela de [Sallarès, 2015]	39
Fig. 4-5 Definición de Aspect ratio de [cfd-online,2014]	41
Fig. 4-6 Curva comparativa Cl-Alpha del perfil NACA 4421 de [Sallarès, 2015].....	42
Fig. 4-7 Tipos de esquemas numéricos de [ANSYS,2014]	44
Fig. 4-8 Esquema de los diferentes algoritmos del Pressure based solver de [ANSYS,2014]	45
Fig. 5-1 Coeficiente de sustentación del perfil con un AoA de 12° sin oscilador fluidoico de [Sallarès, 2015].....	50
Fig. 5-2 Esfuerzo cortante del extradós del perfil con un ángulo de ataque de 7° de [Sallarès, 2015].....	51
Fig. 5-3 Esfuerzo cortante del extradós del perfil con un ángulo de ataque de 12° de [Sallarès, 2015].....	52
Fig. 5-4 Comparación del desprendimiento de la capa límite para los distintos ángulos y frecuencias de [Sallarès, 2015].....	53
Fig. 5-5 Campo de presiones (en Pa) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 45 Hz , de [Sallarès, 2015].....	55
Fig. 5-6 Campo de presiones (en Pa) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 45 Hz, de [Sallarès, 2015]	55
Fig. 5-7 Campo de presiones (en Pa) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 500 Hz , de [Sallarès, 2015].....	55
Fig. 5-8 Campo de presiones (en Pa) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 500 Hz , de [Sallarès, 2015]..	55

Fig. 5-9 Campo de vorticidades (en 1/s) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 45 Hz , de [Sallarès, 2015]	56
Fig. 5-10 Campo de vorticidades (en 1/s) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 45 Hz , de [Sallarès, 2015]	56
Fig. 5-11 Campo de vorticidades (en 1/s) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 500 Hz , de [Sallarès, 2015]	56
Fig. 5-12 Campo de vorticidades (en 1/s) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 500 Hz , de [Sallarès, 2015]	56
Fig. 5-13 Campo de velocidades del perfil (en m/s) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 45 Hz , de [Sallarès, 2015]	58
Fig. 5-14 Campo de velocidades del perfil (en m/s) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 45 Hz , de [Sallarès, 2015]	58
Fig. 5-15 Campo de velocidades del perfil (en m/s) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 500 Hz , de [Sallarès, 2015]	58
Fig. 5-16 Campo de velocidades del perfil (en m/s) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 500 Hz , de [Sallarès, 2015]	58
Fig. 5-17 Vista del campo vectorial de velocidades (m/s) donde se muestra el desprendimiento de la capa límite cerca del borde de salida, de [Sallarès, 2015]	59
Fig. 5-18 Coeficiente de sustentación del perfil NACA 4421 con ángulo de ataque de 12° y oscilador fluídico de diferentes frecuencias, de [Sallarès, 2015]	60
Fig. 5-19 Coeficiente de sustentación del perfil NACA 4421 con ángulo de ataque de 7° y oscilador fluídico de diferentes frecuencias, de [Sallarès, 2015]	60
Fig. 5-20 Coeficientes aerodinámicos predecidos con CFD de un perfil NASA GA(W)-2 con la aplicación de un Synthetic Jet Actuator de [Durrani et al, 2011].	61

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 5-1 Punto de desprendimiento de la capa límite con el perfil con 7° de ángulo de ataque y distintas frecuencias.	52
Tabla 5-2 Punto de desprendimiento de la capa límite para un perfil con AoA de 12° y diversas frecuencias.	53
Tabla 5-3 Coeficientes del perfil NACA 4421 de [Sallarès, 2015].	61

Capítulo 1

1. Introducción

1.1 Objetivo

Este estudio trata de simular en 2D un perfil NACA 4421 con un oscilador fluídico incorporado, y observar como se modifica el desprendimiento de la capa límite respecto el mismo perfil NACA 4421 sin oscilador fluídico.

Para llevarlo a cabo se construye una malla adecuada a las características del perfil y del estudio, y a continuación se simula el oscilador fluídico en el perfil.

El proyecto tiene la finalidad de evaluar el comportamiento del perfil con un oscilador fluídico y comparar cualitativamente los resultados obtenidos con los publicados en el estudio de [Durrani et al, 2011]. Para ello, se extraen de las diversas simulaciones; el perfil de velocidades, la vorticidad y el coeficiente de sustentación. Todas ellas, con y sin oscilador fluídico y al mismo tiempo, para diferentes ángulos de ataque y frecuencias.

1.2 Requerimientos

En el presente estudio se ha utilizado un número de Mach de 0.13, una cuerda de 1 *m* y un número de Reynolds de $3 \cdot 10^6$ para todas las simulaciones. Los ángulos de ataque utilizados han sido de 7° y 12° , con frecuencias de 45 Hz, 250 Hz y 500 Hz del oscilador fluídico.

La comparación cualitativa se ha realizado con el artículo [Sahni et al, 2011] antes citado, el cual usa el perfil NACA 4421 con un ángulo de ataque de 0° y un Reynolds de $1 \cdot 10^5$.

El oscilador fluídico tanto en el artículo [Sahni et al, 2011] como en el presente estudio [Sallarès, 2015] se encuentra situado en el 17% de la cuerda del perfil.

Para realizar el estudio se ha requerido el programa ANSYS con los subprogramas ICEM y FLUENT. La duración de este ha sido de 4 meses, un cuatrimestre lectivo.

1.3 Alcance

El alcance del TFG incluye una revisión bibliográfica inicial sobre los perfiles equipados con osciladores fluídicos y de las distintas simulaciones y ensayos experimentales que se han llevado a cabo. A continuación se crea mediante ICEM la malla del perfil. Acto seguido, se justifica que la malla es lo suficientemente precisa mediante la comprobación de parámetros característicos de esta (relatados en el punto 4.1.2), y siguiendo el procedimiento descrito en el apartado 4.1.3.

Continuando con el esquema del estudio, se introduce en el perfil la condición de contorno que permitirá simular un oscilador fluídico. Se logrará tal propósito mediante una función UDF, la cual da un carácter sinusoidal al fluido que sale del oscilador fluídico.

Finalmente se ejecuta el estudio del perfil con el oscilador fluídico con distintos ángulos de ataque y frecuencias. En todo momento con la finalidad de obtener unos resultados que permitan comparar y concluir los beneficios de los osciladores fluídicos.

1.4 Justificación

La meta principal de la aerodinámica es “*mejorar las prestaciones de los vehículos dentro de un rango de operaciones muy grande*” tal y como se describe en la referencia [Sahni et al, 2011]. Este hecho puede conseguirse optimizando el perfil de las aeronaves o bien usando técnicas activas o pasivas de control del fluido.

En el presente estudio se usa los osciladores fluídicos para mejorar la eficiencia aerodinámica, ayudando así en el retraso del desprendimiento de la capa límite. Este trabajo final de grado supone la continuación de investigaciones previas realizadas también en la sección aeroespacial de la ETSEIAT. Aunque estudios como el de [Ruiz, 2014] se centra en modificar diferentes parámetros del oscilador fluídico y ver como responde este, el presente estudio aplica el oscilador en el perfil alar, de modo que se sigue investigando en la línea de cómo este pequeño dispositivo mejoraría la eficiencia de las aeronaves. Debe puntualizarse que este proyecto se ha realizado en paralelo con el estudio [Guerrero, 2015], el cual se centra en estudiar como se modifica el comportamiento de la capa límite en el perfil NACA 4421 aplicando un *synthetic jet actuator* al 17% de la cuerda del perfil.

De modo que se obtendrá una comparativa muy ventajosa entre osciladores fluídicos y *synthetic jet actuators* y mostrará hacia donde dirigir las futuras investigaciones.

1.5 Estado del arte

El control de la separación del fluido (mediante osciladores fluídicos) puede proporcionar grandes ventajas como; el incremento de la sustentación y las mejoras en los parámetros de entrada en pérdida, que conducen a reducir las velocidades de aterrizaje y a mejorar la maniobrabilidad de la aeronave.

Además permite reducir los dispositivos hipersustentadores y las superficies de control, hecho que disminuiría el peso de despegue y por lo tanto aminoraría los requerimientos de combustible o incrementaría el alcance.

Se podría afirmar también, que el control de la separación del fluido permitiría, a los diseñadores de aviones, trabajar con una envolvente de vuelo más amplia, lo que provocaría una reducción en los costes operacionales directos de la industria del transporte aéreo de pasajeros.

Se justifican las afirmaciones anteriores con el reciente auge de las publicaciones relacionados con este tema. A continuación se muestra un gráfico (fig.1-1) que aunque nos informa solamente hasta el año 2006, sirve para ver la importancia que ha ido adquiriendo el control de la capa límite, y con ello, los osciladores fluídicos, en el ámbito de la investigación.

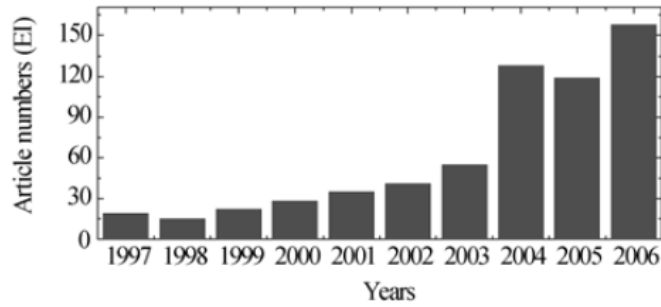


Fig. 1-1 Evolución de los artículos publicados sobre SJA de [Zhang et al, 2008]

Un oscilador fluídico es un dispositivo que a partir de un flujo de entrada constante ofrece una salida en forma de pulsos. Al no tener partes móviles y no necesitar energía externa para su funcionamiento los costes de fabricación son menores, al igual que su mantenimiento.

El oscilador fluídico basa su funcionamiento en el efecto Coanda, explicado en el apartado 3.2, además de en los vórtices, caídas de presión y en la transición de laminar a turbulento.

El oscilador fluídico tal y como hoy en día se concibe ha sido producto de una serie de modificaciones a lo largo de los años. Principalmente las etapas que ha recorrido son citadas en la fig.1-2:

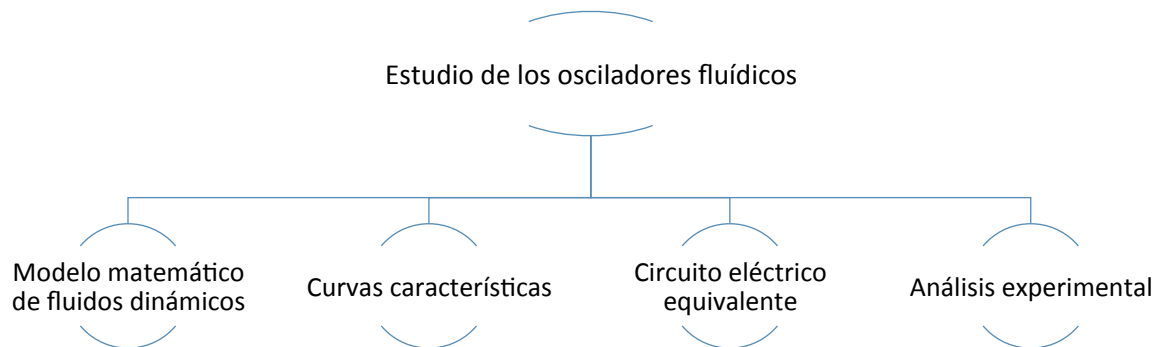


Fig. 1-2 Formas de estudio del oscilador fluídico de [Belsterling,1990]

En primer lugar diferenciamos el *Modelo matemático de fluidos dinámicos*; la ventaja de este es la alta precisión que tiene, pero como desventaja se destaca la complejidad del uso del CFD. Actualmente es el más utilizado, y la etapa que se inició en 1995.

Por otro lado está la *Obtención de curvas características usando la vía experimental*; este segundo método es relativamente fácil de llevar a cabo, pero el comportamiento del oscilador no se podía estudiar con precisión. La etapa duró la década de los 70 y los 80.

Además se intentó estudiar los osciladores mediante la *Creación de circuitos eléctricos equivalentes*. El principal punto a favor era poder obtener el comportamiento del amplificador dinámicamente. Pero por el contrario, los elementos necesarios para el circuito no podían determinarse de forma precisa.

Por este último motivo, no se ha usado en abundancia. En las fig.1-3 siguiente se modeliza un oscilador mediante un circuito eléctrico, tal y como se ha comentado:

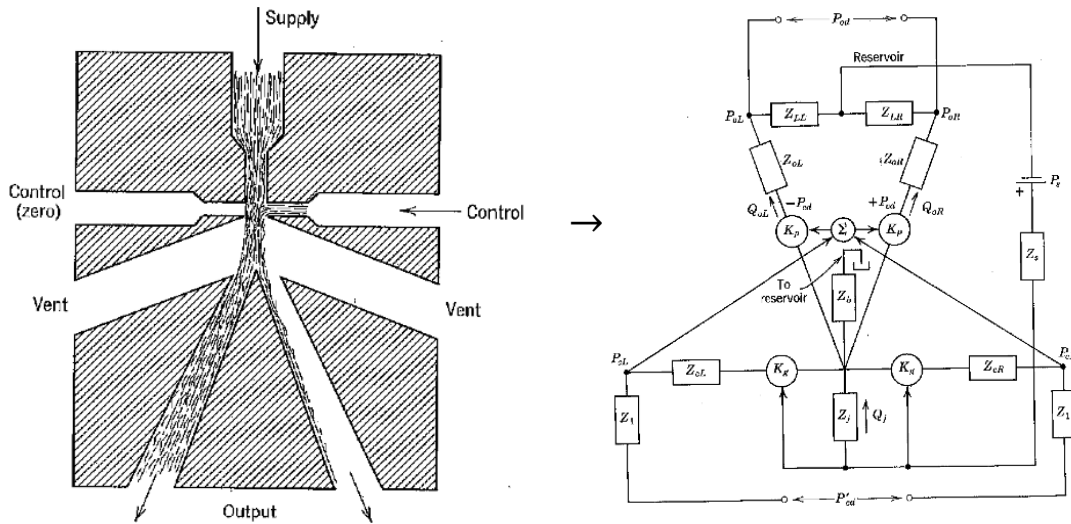


Fig.1-3 Estudio de un oscilador fluidoico mediante la construcción de un circuito eléctrico equivalente de [Belsterling,1990]

Desde que surgió la idea de controlar la capa límite, los osciladores fluidoicos recibieron la atención de la industria y las universidades. Su descubrimiento fue bastante accidental. Después de que Horton, en 1960, concibiera la posibilidad de desviar un chorro de fluido con otro chorro de fluido más pequeño y se realizaran experimentos, se encontró que la eficiencia de este método era demasiado baja.

Entonces Raymond Warren y Ronald Bowles [Warren & Bowles, 1967], cambiaron la tobera de alimentación usada hasta el momento, por una tobera con ranura.

Esto se realizó para, tal y como aventuraron Kirshner y Katz en 1975, incrementar la ganancia proporcional de la desviación del flujo. Y así fue, se produjo un aumento de la ganancia debido a un gradiente de presión intenso desarrollado cerca de la entrada de la tobera. A la vez este gradiente de presión hacía que el flujo se comportara de forma biestable, creando de forma accidental, el primer oscilador fluidoico biestable. Varios diseños de osciladores fluidoicos se han patentado desde entonces, a pesar de que todos se basan en el principio fundamental de la operación asociada con los dos diseños clásicos que se muestran en las fig.1-4 y fig.1-5 :

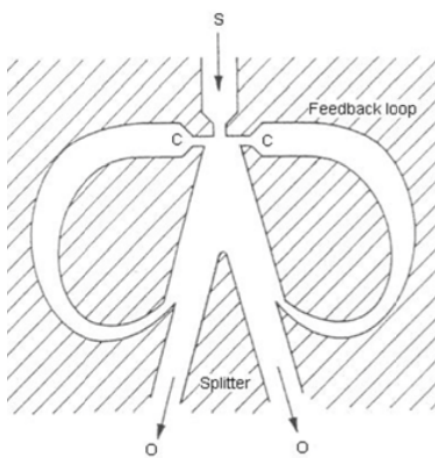


Fig. 1-4 Control loaded fluidic oscillator de[Morris,1973]

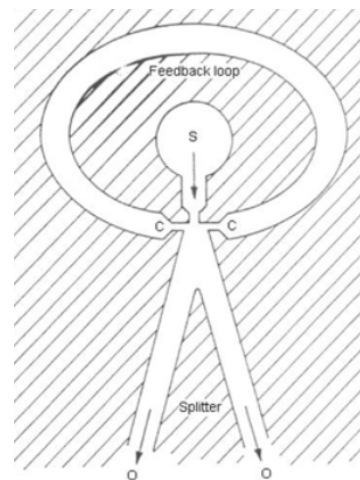


Fig. 1-5 Vent-fed fluidic oscillator de [Morris,1973]

Tal y como se ha comentado, durante los años 70 se pretendía usar los osciladores fluídicos como técnicas de control en la salida de la tobera. Pero a lo largo de los 90 los estudios ya se focalizaban en el control de la capa límite, fueron esos años los que impulsaron estudios tan completos como el citado anteriormente; [Sahni et al, 2011], además de muchos otros contemporáneos como [Gul et al, 2014], [Washburn et al, 2002], [Cully et al 2003] entre otros.

Capítulo 2

2. Aerodinámica de perfiles

2.1 Las cuatro preguntas fundamentales

Para poder profundizar en temas aerodinámicos, antes que nada se deberán plantear las siguientes cuatro preguntas acerca del fluido que rodea al perfil.

- ¿El fluido es continuo o molecularmente libre ?

Todo fluido está compuesto por moléculas individuales que describen movimientos aleatorios. La distancia media que recorre una molécula antes de colisionar con otra se define como λ . Si λ es $1 \cdot 10^9$ ordenes de magnitud menor que la cuerda del perfil se puede considerar que la frecuencia con la que impactan las moléculas sobre el cuerpo es tan elevada que el perfil no puede distinguirlos y por lo tanto el fluido es considerado continuo.

- ¿El fluido será considerado no viscoso o viscoso?

En términos generales cuando las moléculas se mueven transportan su masa, momento y energía. Este transporte en una escala molecular da lugar al los fenómenos de: difusión de masa, viscosidad (fricción) y conducción térmica. En los casos en que el Reynolds es muy elevado, se puede llegar a considerar que el fluido es inviscido. Para muchos fluidos la influencia de la fricción, de la conducción térmica y de la difusión está limitada a una región adyacente a su superficie; llamada capa límite, fuera de esta el campo fluido puede considerarse no viscoso.

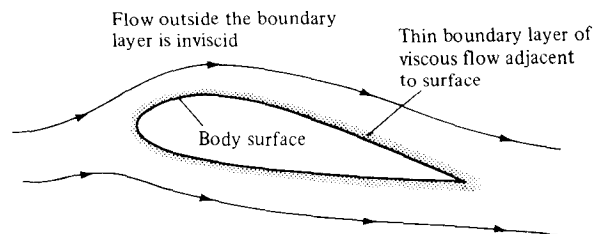


Fig. 2-1 Separación del campo fluido en dos regiones de [Anderson J. , 1984]

Esta división del campo fluido se deberá tener en cuenta en el proyecto, ya que la influencia de los osciladores fluidicos se centrará en la capa límite, concretamente se pretenderá retrasar su desprendimiento.

Si se tiene en cuenta el campo de acción de la viscosidad y además al perfil de la fig.2-1 le aumentamos el ángulo de ataque, la capa límite en el extradós tiende a separarse como se observa en la fig.2-2, y se forma una estela aguas abajo.

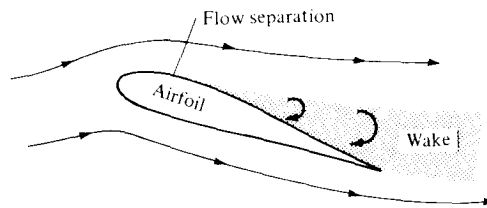


Fig. 2-2 Esquema del campo fluido con influencias de la viscosidad de [Anderson J. , 1984]

El flujo separado es característico de un perfil desprendido. Este comportamiento del flujo sólo podrá ser predicho por ecuaciones de fluido viscoso, hecho que aumenta su complejidad.

➤ ¿El fluido será tratado como compresible o incompresible?

Un flujo con ρ constante es denominado incompresible, y al contrario, si ρ es variable estamos hablando de un flujo compresible. Aunque en la naturaleza no exista el flujo incompresible y por lo tanto todos los flujos sean compresibles, se hará esta aproximación matemática muchas veces con la intención de facilitar la investigación de las leyes y principios que rigen un flujo real a bajas velocidades. Se definirá por lo tanto un rango de $Ma < 0.3$, donde siempre será seguro asumir que $\rho = cte$.

➤ ¿Qué número de Mach tendrá nuestro fluido?

De todas las formas posibles de subdividir y distinguir los diferentes flujos aerodinámicos, la separación basada en el número de Mach es probablemente la que más prevalece:

- Flujo subsónico: $M < 1$.
- Flujo trasónico: $M \approx 1$.
- Flujo supersónico: $M > 1$.
- Flujo hipersónico: $M \gg 1$.

Se define como *flujo subsónico* a aquél que tiene un número de Mach menor que 1 en todo punto. Este se caracteriza por sus líneas de corriente suaves en todo momento. Se debe tener en cuenta que durante la curvatura positiva en el extradós la velocidad del fluido puede aumentar, y por lo tanto pasar a ser supersónico en algunas regiones.

Finalmente se deduce que el flujo incompresible es un caso limitante de un flujo subsónico donde el Mach tiende a 0.

El *flujo trasónico* se adquiere cuando $Ma \approx 1$. Si el flujo es subsónico pero cercano a la unidad, hay ciertos puntos en que el flujo puede llegar a ser supersónico, es decir, es un fluido que actúa en subsónico y supersónico y por lo tanto está dominado por la física de los dos tipos de fluido. En perfiles esbeltos se califica de trasónico cuando actúa en el rango de 0.8-1.2 .

En tercer lugar se encuentra el *flujo supersónico*; en todo punto de su campo fluido el número de Mach es mayor que la unidad. Es característico encontrar ondas de choque donde las propiedades del fluido y las líneas de corriente presentan discontinuidades.

Como se observa en la fig.2-3 (d) el flujo se mantiene básicamente supersónico, y si el ángulo interior del borde de ataque del perfil (usualmente perfiles acabados en cuña) se hace lo suficientemente grande, la onda de choque se acaba separando del perfil y se crea un arco curvado por delante del b.a formándose así una región con flujo subsónico tal y como se muestra en la figura citada.

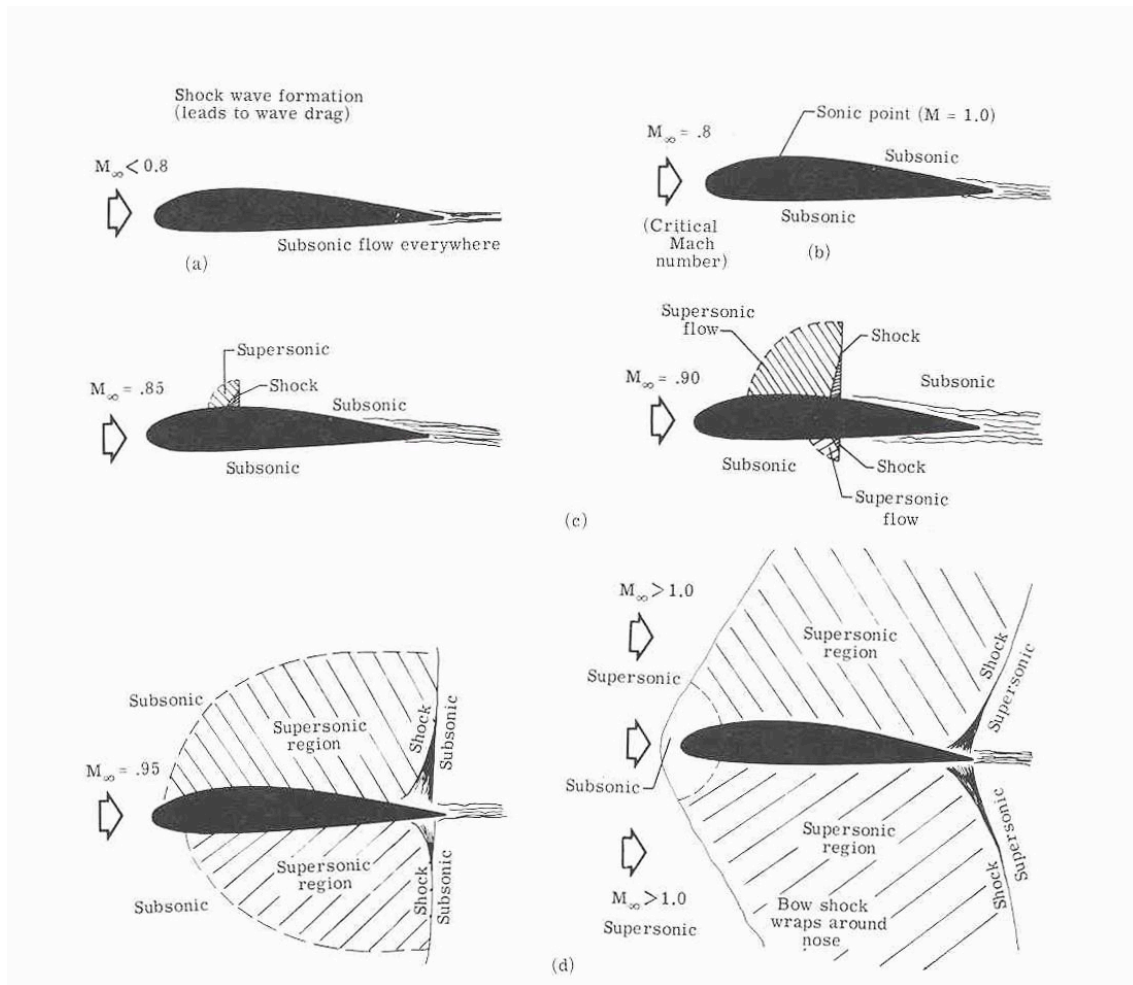


Fig. 2-3 Diversos regímenes de flujo

Finalmente se define el fluido hipersónico como aquél que en toda su región $M \gg 1$. En este la onda de choque que se crea se acerca más al perfil y a la vez aumenta su fuerza. Se puede dar el caso en que en que la onda de choque se vuelva tan delgada que interaccione con la capa límite viscosa, y a la vez se cree un aumento de temperatura que provoque una reacción química en el aire.

Después de haber introducido las distintas características que se deben tener en cuenta al empezar el estudio del fluido, se facilita la clasificación (fig.2-4) que servirá para determinar la forma de estudio que se deberá llevar a cabo.

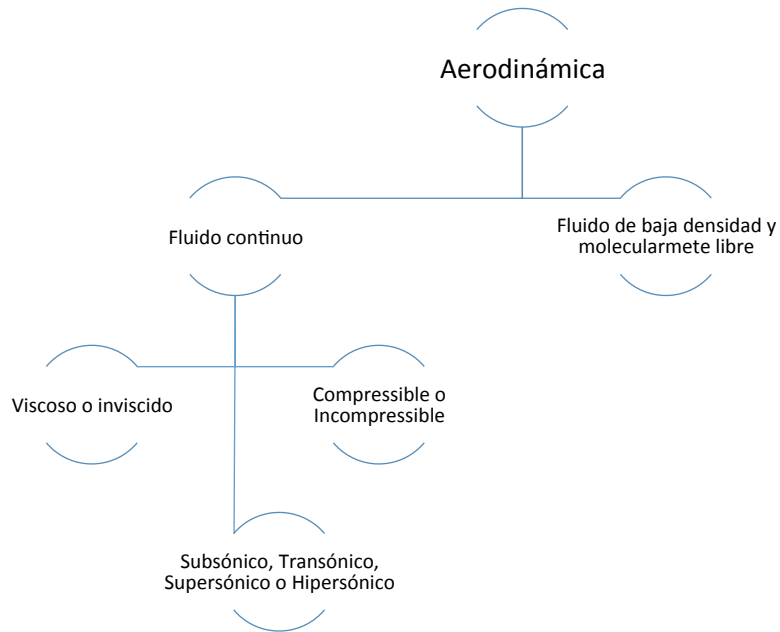


Fig. 2-4 Esquema de la clasificación del fluido según diferentes parámetros

2.2 El fluido viscoso: Introducción a la capa límite

Dado que el oscilador flúidico actuará en la capa límite viscosa creada alrededor del perfil se deberá estudiar con especial detenimiento los fenómenos que rigen en esta.

2.2.1 La viscosidad y el esfuerzo cortante

La viscosidad (masa/(distancia-tiempo)) es una medida cuantitativa de la resistencia de un fluido al movimiento. Es decir, la viscosidad determina la velocidad de deformación del fluido que se produce cuando se le aplica un esfuerzo cortante dado.

Si se considera una partícula fluida sometida a un esfuerzo cortante de valor τ en un plano como se indica en la figura siguiente fig.2-5(a) se observa que el ángulo de la deformación $\delta\theta$ aumentará continuamente con el tiempo mientras siga actuando el esfuerzo cortante, provocando que la superficie superior se mueva con una velocidad δu mayor que la inferior.

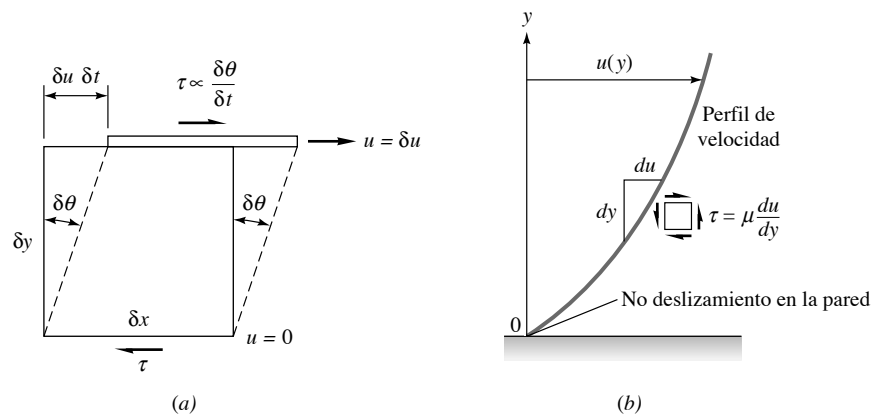


Fig. 2-5 Efecto del esfuerzo cortante en la capa límite de [F.M White,2003].

Los fluidos newtonianos, entre los cuales se encuentra el aire, presentan una relación lineal entre el esfuerzo cortante aplicado y la velocidad de deformación resultante: $\tau \propto \frac{\delta\theta}{\delta t}$.

De la geometría de la fig.2-5(a) se puede deducir:

$$\operatorname{tg}(\delta\theta) = \frac{\delta u \cdot \delta t}{\delta y} \rightarrow \theta \ll 1 \rightarrow \frac{d\theta}{dt} = \frac{du}{dy}$$

Por lo tanto el esfuerzo aplicado es proporcional al gradiente de la velocidad. Volviendo a la definición del esfuerzo cortante se obtiene:

$$\tau = \mu \frac{d\theta}{dt} = \mu \frac{du}{dy}$$

donde $\frac{du}{dy}$ es el gradiente de velocidades y μ es el coeficiente de viscosidad. Este último es una constante de proporcionalidad que realmente es función de la temperatura del fluido. Por lo tanto llegamos a la conclusión que en regiones donde el gradiente de velocidad es pequeño, el esfuerzo cortante tiene un influencia pequeña, es decir localmente la fricción es pequeña.

Por otro lado, y tal y como se demuestra en la fig.2-5(b), en la capa límite el gradiente de velocidad es grande, partiendo de velocidad 0 (condición de *no deslizamiento* en la pared) hasta $u(y)$, con lo cual la influencia de la fricción en esa zona es sustancial.

2.2.2 El gradiente de velocidades

Se considera ahora un perfil sumergido en aire a una cierta velocidad. Para la mayor parte del campo fluido (lejos del perfil) los gradientes de velocidades son muy pequeños, es decir, la diferencia de velocidades entre líneas de corriente consecutivas son despreciables. Ahora bien, para la capa adyacente al perfil es todo lo contrario.

Esta importante diferenciación entre ambas regiones la definió Ludwig Prandtl (reconocido y reputado físico alemán (1875-1953)) en 1904, resultó una ruptura con los análisis teóricos de aquellos tiempos, ya que hasta ese momento se había tratado todo el fluido como inviscido. El concepto de Prandtl permitió incluir todos los efectos de disipación (debidos a la fricción, conducción térmica o difusión de la masa). El físico alemán afirmó que aunque el grueso de la capa límite es muy delgado en comparación con la totalidad del campo fluido, esta es la causante de la resistencia de fricción en el perfil y que por lo tanto el fenómeno de la separación del fluido está asociado a la presencia de la capa límite.

El porqué el gradiente de velocidad dentro de la capa límite es tan grande se resolvió considerando la hipótesis errónea de que el fluido que recorre el perfil es puramente inviscido, y eso causa que la partícula de aire (línea de corriente) que se encuentra adyacente al perfil se deslice y por lo tanto tenga velocidad no-nula en la pared. Seguidamente se vio que eso no era cierto, y que debido a la viscosidad las moléculas que se encuentran en la fina capa inmediatamente adyacente al cuerpo tienen velocidad cero. Esta es la conocida condición de no-deslizamiento, y es causada por el gran gradiente de velocidad que hay en la capa límite.

A continuación se muestra una imagen (fig.2-6) de una placa plana con el gradiente de velocidad y el cortante graficados, y se observa que el fluido ha sido considerado viscoso.

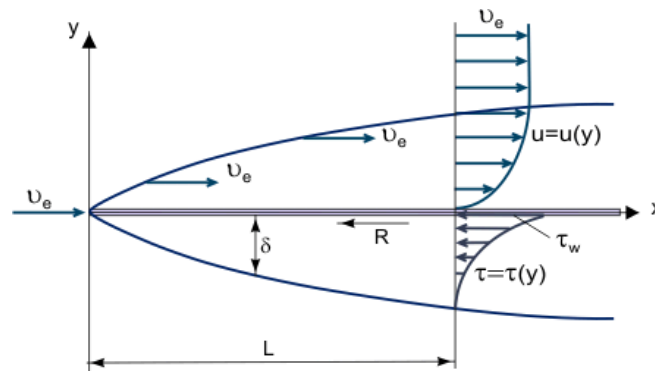


Fig. 2-6 Perfil de velocidades en una capa límite viscosa de [Kutateladze, 1990]

En el caso de un fluido no viscoso como se ha comentado antes tendría un perfil de velocidades totalmente uniforme y además τ no existiría.

Retomando la descripción del gradiente de velocidades en la capa límite viscosa se observa que se parte de una velocidad cero y ésta va aumentando hasta lograr la velocidad en el punto b, es decir el punto más alejado del perfil aerodinámico, o en el caso de la figura, de la placa. Este incremento de velocidad es decir; $\frac{du}{dy}$ se lleva a cabo en una distancia muy pequeña, y por esta razón los efectos de fricción son dominantes en la capa límite. Los parámetros de τ y de δ (espesor de la capa límite) son muy importantes y serán aquellos que se estimarán.

Se ha demostrado experimentalmente y teóricamente que la presión en la capa límite en la dirección perpendicular a esta es constante. Es decir no es importante en el punto de la cuerda que nos encontremos ya que la presión se mantendrá constante respecto el eje y (situando a este perpendicularmente al perfil). Es por eso que la distribución de la presión calculada en un líquido inviscido da resultados precisos respecto la realidad. Puntualizar que eso sólo será verdad para capas límite delgadas y que se mantengan adheridas a la superficie. No será aplicable en aquellos casos en que la capa límite se haya desprendido.

2.2.3 El perfil de temperaturas

De manera similar al perfil de velocidades se desarrolla el perfil de temperaturas. En la superficie del perfil se encuentra la definida temperatura de pared: T_w y en el extremo más alejado de la capa límite se encuentra la temperatura T_b . Como en el perfil de velocidades, la T_b está calculada partiendo de la hipótesis errónea de que el aire es un gas inviscido.

El perfil de temperaturas dará la variación de la temperatura de la capa límite en función de la coordenada y . La temperatura dentro de la capa límite está regida por la combinación de mecanismos de conducción térmica y disipación por fricción. La conducción térmica es la transferencia de calor desde las regiones más calientes hacia aquellas que no lo están tanto. La disipación por fricción es debida a el contacto entre dos líneas de corriente consecutivas; si un elemento fluido se desliza a lo largo de la capa límite se va frenando poco a poco debido al cortante, y parte de la energía cinética que

tenía antes de entrar en la c.l la partícula, se convierte en energía, de modo que aumenta la temperatura dentro de esta región.

2.2.4 El número de Reynolds

Otro parámetro muy importante para el estudio del fluido es el número de Reynolds, este está relacionado estrechamente con la viscosidad y se define como :

$$Re = \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot c}{\mu_{\infty}}$$

El Re nos muestra la relación entre los esfuerzos inerciales y los esfuerzos viscosos. Este está influenciado por la densidad del fluido, la velocidad del fluido sin perturbar y la viscosidad dinámica.

Por lo tanto, cuando el Reynolds sea bajo los esfuerzos viscosos predominan sobre los inerciales y el flujo es laminar. Cuando los efectos inerciales son de mayor importancia respecto a los viscosos se produce un flujo turbulento y se refleja en números de Reynolds altos.

No hay un número exacto que defina si el flujo es laminar o turbulento, todo ello depende de la situación estudiada. Para problemas de aeronáutica en estudios de flujos sobre el ala se considera un flujo laminar hasta números de $5 \cdot 10^5 - 1 \cdot 10^6$.

Definiendo ahora el concepto de Reynolds local, vemos que su valor dependerá de una cierta longitud característica x .

$$Re_x = \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot x}{\mu_{\infty}}$$

La longitud x se tomará desde el inicio del sólido, en este caso el borde de ataque, y a continuación se podrá deducir que a medida que avanza el fluido su capa límite irá ganando turbulencia, con lo cual después de pasar una zona de transición (ilustrada en la fig.2-7) el flujo pasará de laminar a turbulento.

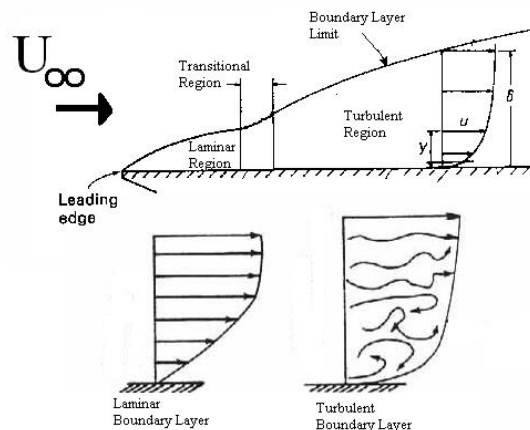


Fig. 2-7 Transición de capa límite laminar a turbulenta de [Houghton, 2013]

Como ya se ha introducido el fluido que se halla en la capa límite se clasifica en dos tipos:

- Flujo laminar: Se caracteriza por ser un flujo ordenado, en el cual el fluido se mueve en láminas paralelas sin mezclarse. Las partículas se mueven de forma suave formando líneas de corriente. Es propio de flujos a bajas velocidades, donde los efectos viscosos son importantes respecto al resto de las fuerzas que actúan.

- Flujo turbulento: Se caracteriza por ser un flujo caótico, el fluido se mueve en todas las direcciones sin ningún tipo de orden. Es propio de flujos a velocidades más altas o fluidos donde los esfuerzos viscosos son menores que en el caso laminar.

Como se ha podido observar en la figura 2-7, el flujo laminar posee un gradiente de velocidades suave, el cual va aumentando uniformemente a medida que se van analizando regiones más externas de la capa límite. Por otro lado el flujo turbulento hace que las partículas se muevan aleatoriamente: las capas superiores retroalimentan con energía a las capas adyacentes al perfil.

Comparando los dos gradientes de velocidades en la pared se obtiene:

$$\left(\frac{dV}{dy}\right)_{y=0, \text{ flujo laminar}} < \left(\frac{dV}{dy}\right)_{y=0, \text{ flujo turbulento}}$$

y si se tiene en cuenta la definición de esfuerzo cortante se deduce:

$$(\tau_w)_{\text{flujo laminar}} < (\tau_w)_{\text{flujo turbulento}}$$

Para finalizar este apartado e introducir el siguiente se tiene en cuenta que los dispositivos hipersustentadores son los encargados de lograr retrasar el desprendimiento de la capa límite y permitir que el avión sea más eficiente, reduciendo la resistencia aerodinámica entre otras ventajas. Por lo tanto es de vital importancia estudiar los diferentes tipos de perfiles que hay y clasificarlos según sus diferentes tipos de entrada en pérdida.

2.3 Generalidades de los perfiles aerodinámicos

2.3.1 Conceptos básicos

Primeramente antes de introducir los diversos tipos de entrada en pérdida se expondrán una serie de conceptos básicos sobre los perfiles aerodinámicos.

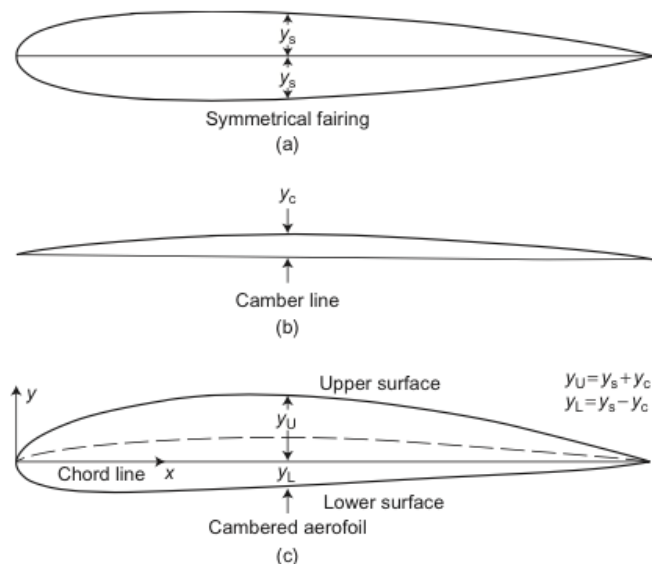


Fig. 2-8 Magnitudes importantes del perfil aerodinámico de [Houghton, 2013].

Si se corta una ala mediante un plano vertical paralelo a la línea central, la forma resultante es la sección de la fig.2-8. Esta es una sección del perfil aerodinámico, y en subsónico suele tener un borde de ataque redondeado tal y como se muestra en la figura. Además se observa que el espesor aumenta suavemente hasta llegar a un punto máximo que suele estar entre un cuarto y la mitad del perfil. Seguidamente se estrecha hasta unirse intradós y extradós en el borde de salida. Se define la cuerda (c) del perfil como el punto que une el borde de ataque con el borde de salida.

La curvatura de un perfil alar se define mediante la línea de curvatura media, que es la línea equidistante entre el extradós y el intradós. Esta define la curvatura de la siguiente manera:

- Si esta cae por encima de la cuerda (como en la fig.2-8) se dice que el perfil posee curvatura positiva.
- Si cae por debajo de la cuerda, se dice que el perfil posee curvatura negativa.
- Finalmente si tiene curvatura por encima y por debajo de la cuerda se dice que el perfil posee doble curvatura.

El espesor (t) se puede medir en cualquier punto de la cuerda, y según la Convención Americana; es la distancia entre la línea de curvatura y su punto correspondiente (perpendicular) en el extradós o intradós. La distribución del espesor (t) es importante, pero sobre todo el espesor máximo que se expresa comúnmente con su porcentaje respecto a la cuerda. El espesor máximo suele encontrarse entre el 30% y el 60% de la cuerda y su módulo suele ser del 18% de la cuerda, aunque hay variaciones dependiendo de su aplicación.

2.3.2 Tipos de entrada en pérdida y sus principios

Como es bien sabido el coeficiente de sustentación de un perfil aumenta con su ángulo de ataque, y para cada perfil existen unos intervalos de ángulos de ataque en que esta relación es casi lineal, de modo que el pendiente de la curva de sustentación es prácticamente constante. Fuera de este intervalo, la curva de sustentación decrece tanto si el ángulo de ataque aumenta como si disminuye, y se anula en los puntos de máximo y mínimo C_l . Para valores de ángulo de ataque superiores en módulo al $C_{l_{max}}$ y al $C_{l_{min}}$ la pendiente de la curva cambia de signo, cuando eso pasa se dice que el perfil ha entrado en pérdida.

La entrada en pérdida nos limita en muchos aspectos en la configuración de la aeronave y además determina su peso máximo y por lo tanto la carga alar del avión. Es por este último motivo por el que se ha prestado tanta atención en el estudio de la entrada en pérdida de los perfiles, con el doble objetivo de predecir su comportamiento en esta situación por una parte y por la otra, el de desarrollar dispositivos hipersustentadores para aumentar el valor del coeficiente de sustentación máximo.

Cuando el ángulo de ataque es grande, aparece en el extradós, cerca del borde de ataque del perfil, un pico muy acusado de coeficiente de presión negativo, por lo que corriente abajo de este pico de succión la presión aumenta y se tiene por tanto un gradiente adverso de presión que puede forzar el desprendimiento de la capa límite y la entrada en pérdida del perfil.

Usualmente se sabe que en general, la capa límite que nace en el punto de remanso anterior próximo al borde de ataque, al llegar al pico de presión es laminar, y que corriente abajo del pico de succión se

puede presentar, dependiendo de la forma de la distribución de presión y del valor del número de Reynolds, diferentes casos.

Se distinguirán tres tipos básicos de entrada en pérdida, según su espesor relativo t/c :

- Tipo A : Es un tipo de entrada en pérdida que se inicia por el borde de salida y es característico de los perfiles gruesos ($t/c > 0.15$), aquellos en los que la capa límite pasa a turbulenta antes de desprenderse. Al aumentar el ángulo de ataque la capa límite del extradós engruesa progresivamente hasta que llegados a un cierto ángulo de ataque comienza a desprenderse por el borde de salida. Si además aún se aumenta más el ángulo de ataque, el punto de desprendimiento se acerca más al borde de ataque (ilustrado en el dibujo superior de la fig.2-9) y por lo tanto la curva de sustentación disminuye gradualmente, pero sin hacerse negativa porque la succión de borde de ataque, que contribuye muy eficazmente a la sustentación, sigue aumentando al aumentar el ángulo de ataque. Cuando la zona desprendida llega aproximadamente hasta la mitad de la cuerda se obtiene $C_{L_{max}}$. Este tipo de entrada en pérdida por el borde de salida hace que las curvas de variación de los coeficientes de sustentación, momento y resistencia aerodinámica sean muy suaves tal y como se puede observar en la figura 10 .

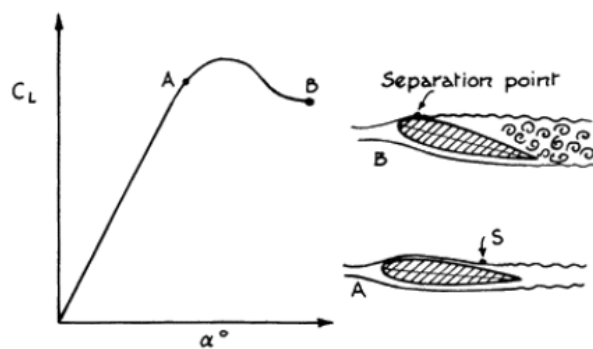


Fig. 2-9 Curva C_L -Alpha con entrada en pérdida tipo A de [R.Whitford , 1987]

- Tipo B : Es un tipo de entrada en pérdida con desprendimiento cerca del borde de ataque y formación de una burbuja corta (tal y como se observa en la figura 15); es característico de perfiles de espesor medio ($0.08 < t/c < 0.15$). En los perfiles medios la capa límite se desprende cuando todavía el perfil es laminar en el borde de ataque para un ángulo de ataque mucho menor que el que corresponde a $C_{L_{max}}$.

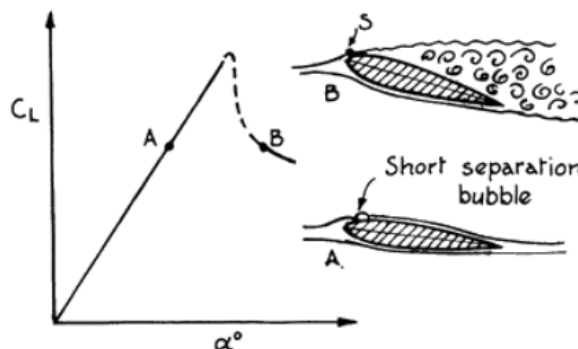


Fig. 2-10 Curva C_L -alpha con entrada en pérdida tipo B [R.Whitford , 1987]

La capa de cortadura resultante del desprendimiento de la capa límite pasa muy rápidamente a turbulenta y se adhiere, formando una burbuja pequeña, cuyo tamaño es del orden de un 1% la cuerda del perfil. El problema que tiene este tipo de entrada en pérdida es que los coeficientes de sustentación, de resistencia y del momento no notan la presencia de la burbuja.

Al aumentar el ángulo de ataque el desprendimiento se adelanta hacia una zona del extradós donde la curvatura de la pared es muy grande de modo que es muy difícil que se produzca la readherencia de la capa de cortadura. La curva del coeficiente de sustentación en función de α que sería una recta de acuerdo con la teoría potencial linealizada cae bruscamente, tal y como se observa en la fig.2-10, y por otro lado el coeficiente de momento se hace acusadamente negativo, ya que la presión disminuye en la zona desprendida, a la vez que desaparece el pico de succión del borde de ataque. Se debe destacar que el valor de $C_{l_{max}}$ alcanzable con perfiles de espesor medio puede ser mayor que el que se obtiene con perfiles gruesos (Tipo A).

- Tipo C: Este tipo de entrada en pérdida es el que sufre desprendimiento cerca del borde de ataque y a la vez se forma una burbuja larga (visible en el dibujo B de la fig.2-11); es característico de perfiles muy delgados con el borde de ataque redondeados.

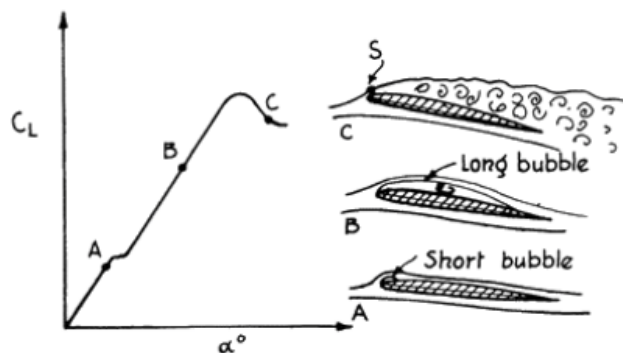


Fig. 2-11 Curva C_l - α con entrada en pérdida tipo C [R.Whitford, 1987]

En los perfiles delgados, para valores muy pequeños del AoA se forma una burbuja de recirculación que explota para un cierto ángulo de ataque crítico. La formación de esta burbuja se debe a que la capa límite todavía es muy delgada y se desprende muy cerca del borde de ataque. La capa de cortadura resultante pasa a turbulenta a cierta distancia del punto de desprendimiento, y se readhiere formando una burbuja larga que disminuye ligeramente la pendiente de la curva de sustentación. Al aumentar el ángulo de ataque el punto de readherencia se retrasa progresivamente, hasta que coincide con el borde de salida, en cuyo momento se alcanza $C_{l_{max}}$. Una vez superado este ángulo ya no hay posibilidad de que la capa límite se readhiera y todo el extradós del perfil está en pérdida (punto C de la fig.2-11).

2.4 Características del perfil NACA 4421 estudiado

El perfil NACA 4421 tal y como su numeración indica, posee el máximo espesor a un 30% de la cuerda, y su máxima curvatura, que es de un 4%, es asumida en el 40% de la cuerda.

El perfil estudiado es grueso (clasificado en el punto anterior) y por lo tanto tiene una entrada en pérdida gradual de tipo A, tal y como se observa en la figura 2-12.

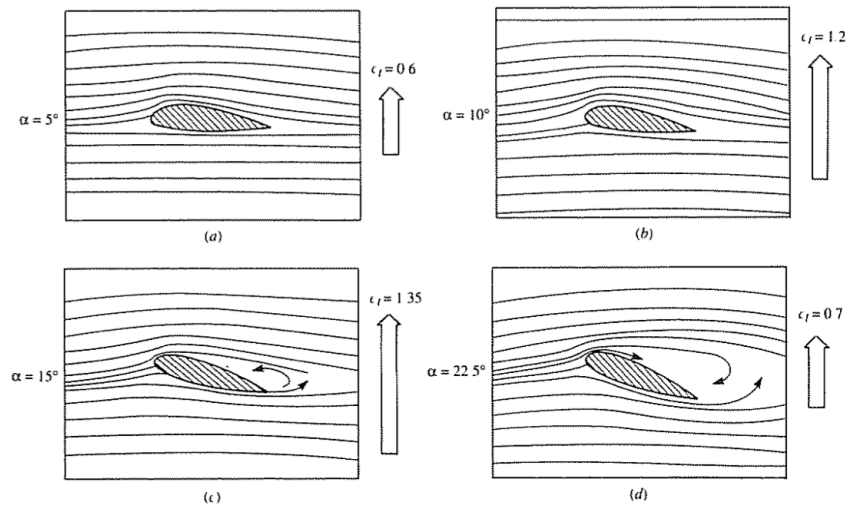


Fig. 2-12 Entrada en pérdida del perfil NACA 4421. Tipo A de [D.R.Kirk, 2000]

En las dos páginas siguientes se facilitan las curvas características del perfil ambas extraídas del apéndice IV de [Abbott and Von Doenhoff, 1958].

Se debe destacar que el perfil ha sido elegido basándonos en el estudio de [Sahni et al, 2011], para de ese modo poder tener unos valores experimentales con el objetivo de compararlos de forma cualitativa con los obtenidos en este estudio.

La figura 2-13 nos muestra las curvas del C_d - C_l y C_m - C_l del perfil estudiado.

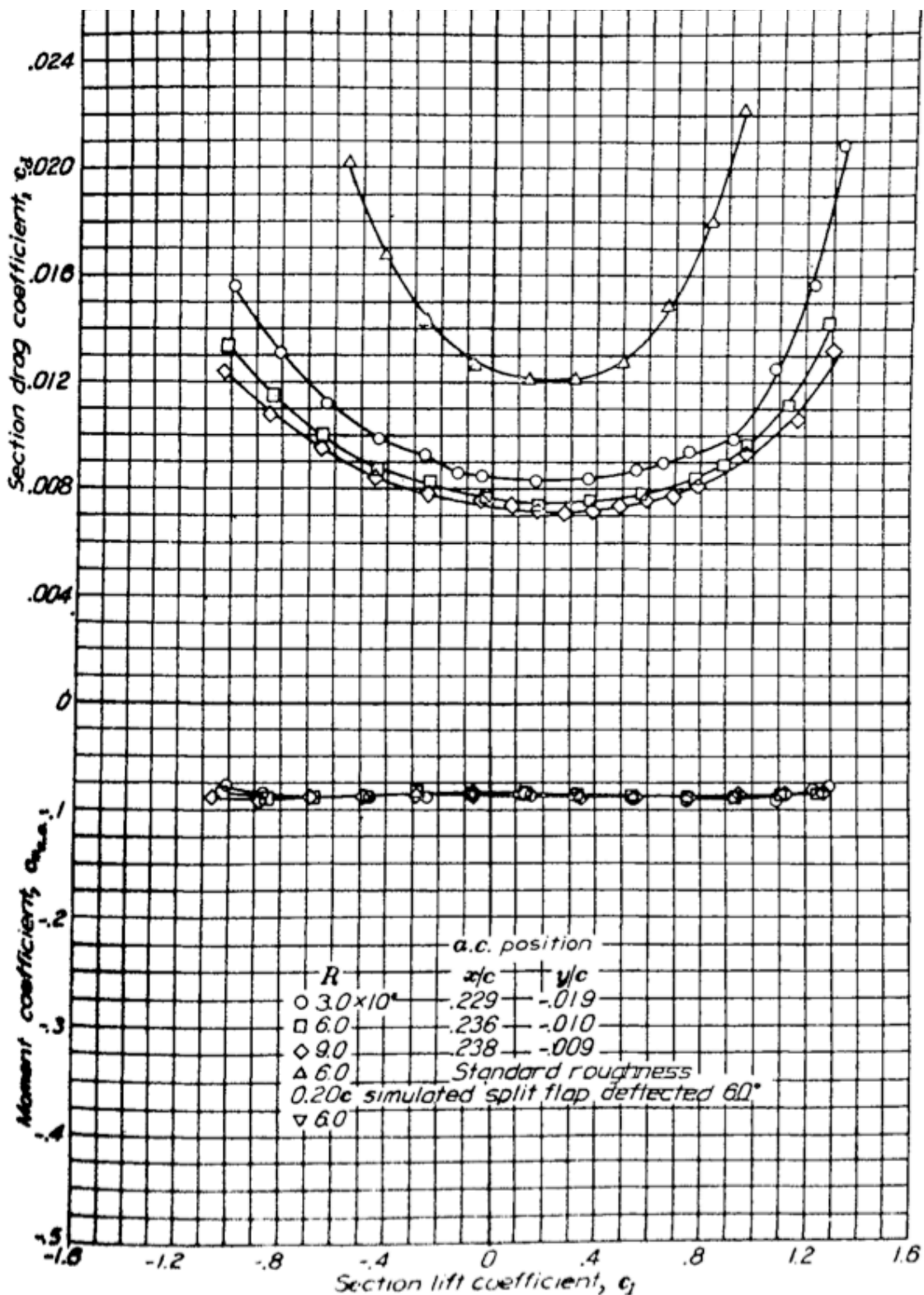


Fig. 2-13 Curva C_d - C_l y C_m - C_l del perfil NACA 4421 de [Abbott and Von Doenhoff, 1958]

En la figura 2-14 se observa el coeficiente de sustentación y el de momento respecto el ángulo de ataque.

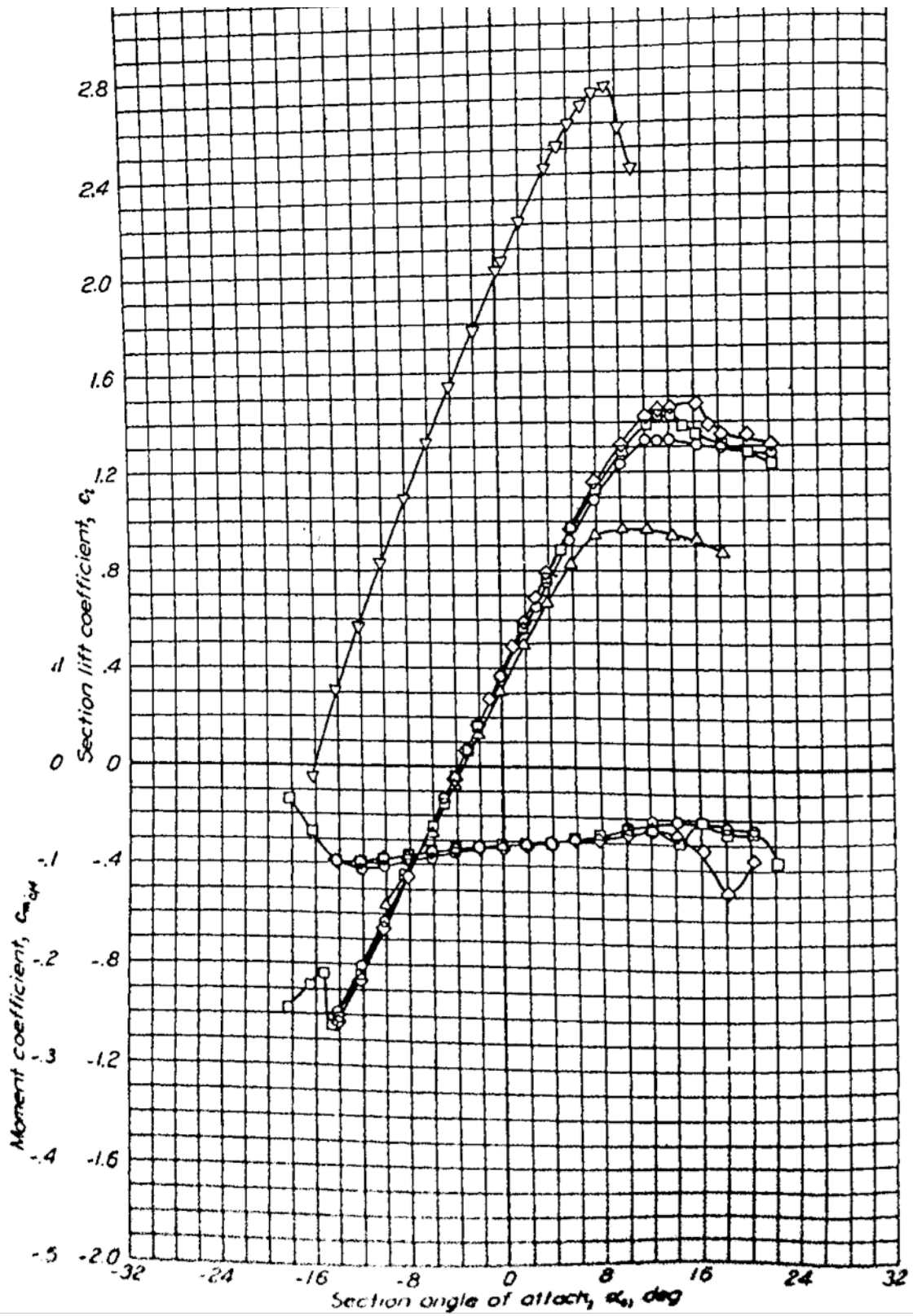


Fig. 2-14 Curva C_l -Alpha y C_m -Alpha del perfil estudiado de [Abbott and Von Doenhoff, 1958]

Capítulo 3

3. Dispositivos para el control de la capa límite

Tal y como se ha relatado en el capítulo anterior, el control de la capa límite permite influir directamente en el rendimiento de la aeronave retrasando el desprendimiento de la capa límite y aumentando así su sustentación.

3.1 Dispositivos hipersustentadores

Los dispositivos que se explican a continuación tienen como característica común permitir al piloto cambiar la geometría y/o la aerodinámica del perfil alar para controlar el movimiento del avión y para mejorar el rendimiento de alguna forma, siempre manteniendo unas velocidades de despegue y aterrizaje aceptables, y sobretodo sin cambiar las características en vuelo de crucero (velocidades elevadas), es por eso que son dispositivos retráctiles la mayoría.

La hipersustentación citada se consigue mediante uno o varios de los procedimientos siguientes:

- Aumento de la curvatura del perfil.
- Controlando la capa límite, bien inyectando cantidad de movimiento en la subzona de baja energía cinética, o succionándola.
- Aumentando el área efectiva del ala mediante superficies sustentadoras auxiliares que se desplazan al mismo tiempo que deflektan, aumentando así la cuerda del perfil.

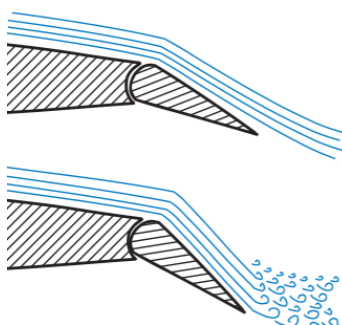


Fig. 3-1 Flap normal de [Anderson and Eberhardt, 2001]

El **flap normal o liso** (*plain flap*) es aquél que está constituido por una parte móvil (correspondiente al 20% final de la sección del ala como se observa en la fig.3-1), que gira alrededor de un punto del contorno de la sección.

El uso de este dispositivo permite aumentar la curvatura del perfil, y hasta los 20 primeros grados de deflexión, el flap incrementa la sustentación sin exageradamente aumentar la resistencia.

Ahora bien, si se aumenta en más de 20 grados la deflexión del flap, la resistencia de forma aumenta rápidamente sin crear un aumento en la sustentación. Suele usarse esta configuración para el aterrizaje.

El **flap de intradós** (*split flap*) es parecido al flap normal, con la diferencia de que este tiene una superficie superior que se mantiene inmóvil facilitando así su construcción (fig.3-2).

Es efectivo para crear un aumento de la sustentación (gracias al aumento de la curvatura), pero tiene como inconveniente la creación de una gran resistencia de forma. Actualmente está obsoleto, pero la aeronave Boeing B-17 (fig. 3-3) aún los tiene operativos.

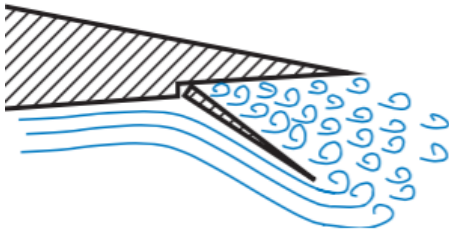


Fig. 3-2 Flap de intradós de [Anderson and Eberhardt, 2001]



Fig. 3-3 Flap de intradós de un Boeing B-17 de [Anderson and Eberhardt, 2001]

El **flap con ranura simple** (slotted flap), ilustrado en fig.3-4, aumenta la curvatura del perfil y sirve además como elemento para el control de la capa límite, ya que el aire que pasa de intradós a extradós por la ranura succiona la capa límite de la parte fija del perfil. En el flap se forma una nueva capa límite muy delgada lo que permite deflexiones de hasta 40°. Los beneficios aerodinámicos de este dispositivo resultan ser muy sensibles a la forma de la ranura. Cabe destacar que no se incrementa mucho la resistencia, pues la corriente no se desprende y por lo tanto evita la entrada en pérdida del perfil. Algunos aviones que usan dichos dispositivos son el Boeing C-17A (mostrado en la fig.3-5) y el Ju-52.

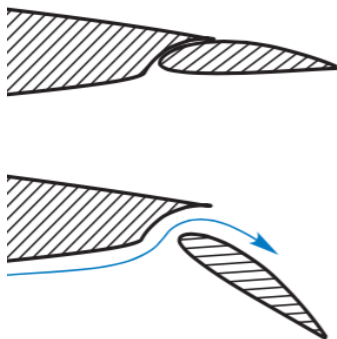


Fig. 3-4 Flap con ranura simple de [Anderson and Eberhardt, 2001]



Fig. 3-5 Flap con ranura simple de un Boeing C-17A de [USAF and AMC, 2008]

El **fowler flap** es un mecanismo en el cual parte del perfil se desliza por debajo del extradós, tal y como se observa en la fig.3-6, permitiendo aumentar la curvatura y el área proyectada, así como controlar la capa límite. De ese modo se crea un aumento de la sustentación pero no mucho la resistencia. Este flap se usa tanto en el despegue (extensión parcial) como en el aterrizaje (extensión completa). Su construcción es complicada, pero aún así se utiliza comúnmente en aviones Cessna pequeños, como los modelos 172 y 182.

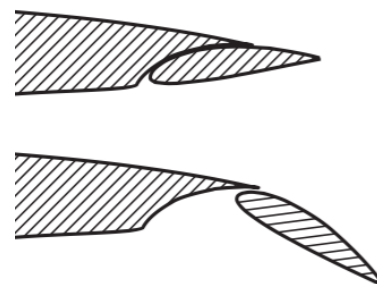


Fig. 3-6 Fowler flap de [Anderson and Eberhardt, 2001]

A continuación en la fig.3-7, se comparan los diferentes flaps estudiados según sus curvas C_l - α y C_d - α . Se observa que el flap de intradós y el normal son los que poseen un coeficiente de resistencia mayor con lo cual para un rango de 0° a 5° los flaps ranurados y los fowler son los que dan mayor coeficiente de sustentación y menor coeficiente de resistencia.

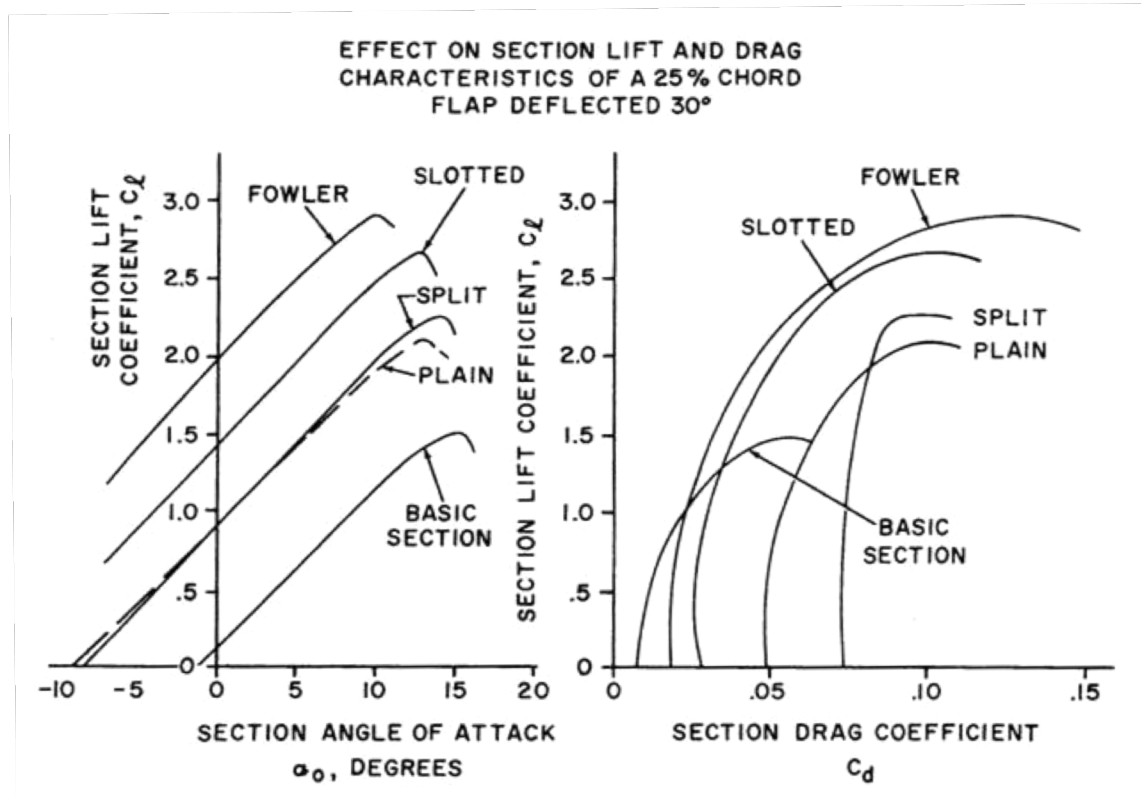


Fig. 3-7 Efectos de los diferentes tipos de flaps

Como ya se ha comentado para los flaps de borde de salida, hay también unos dispositivos hipersustentadores de borde de ataque que ayudan a aumentar la curvatura a la vez que aumentan el ángulo de entrada en pérdida. Estos dispositivos permiten que el aire del intradós fluya en el extradós y de ese modo reducir la magnitud del pico de baja presión del borde de ataque. De modo que al mismo tiempo se reduce la diferencia entre la zona de baja presión y la del borde de salida, es decir la contrapresión en valor neto es menor, y eso causa que el ángulo de ataque y el coeficiente de sustentación se incrementen.

El dispositivo más simple de borde de ataque es la **ranura fija** (fixed slot, fig.3-8), este es una ranura permanente situado en el mismo b.a y por donde el aire a alta presión que pasa por el intradós del perfil, se filtra por la ranura y fluye por el extradós.

Este hecho energiza la capa límite en el extradós del perfil a altos ángulos de ataque, pero tiene el inconveniente de aumentar demasiado la resistencia en vuelo a grandes velocidades.



Fig. 3-8 Slot fijo de [Anderson and Eberhardt, 2001]

Un dispositivo muy similar al anterior es el **slat fijo** (fixed slat), es un pequeño perfil con gran curvatura situado delante del borde de ataque (como se comprueba en la fig.3-9). Este proporciona un aumento de la longitud de la cuerda y a la vez energiza la capa límite, ya que su objetivo es disminuir localmente la succión. Al igual que la ranura fija de borde de ataque, este aumenta la resistencia cuando la aeronave va a velocidad de crucero. Se suele usar en aviones STOL (Short Take Off and Landing) como el mostrado en la fig.3-10 .

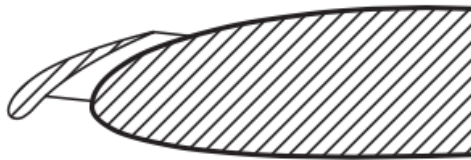


Fig. 3-9 Slat fijo de [Anderson and Eberhardt, 2001]



Fig. 3-10 Slat fijo en un avión STOL, de [Anderson and Eberhardt, 2001]

Finalmente se define el **Slat móvil** (retractable slat), dispositivo que aumenta la curvatura y el área proyectada. Se puede situar en posición óptima para cada ángulo de ataque, y retraer en vuelo de crucero (tal y como se muestra en la fig.3-11). Permite ángulos de ataque grandes.

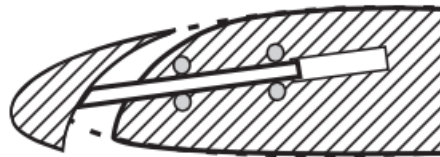


Fig. 3-11 Mecanismo del Slat móvil de [Anderson and Eberhardt, 2001]

Llegados a este punto se va a realizar una clasificación de aquellos actuadores que sin modificar ni su curvatura ni su cuerda, permiten controlar la capa límite. El slot fijo sería correcto incluirlo también en esta división.

Una primera clasificación es diferenciar en:

- Controladores pasivos: Aquellos que no necesitan una fuente de alimentación externa para su funcionamiento, es decir, no consumen energía.
- Controladores activos: Aquellos que la mayor parte de las veces usan partes móviles (piezas eléctricas o térmicas) que necesitan la ayuda de una fuerza externa para poder funcionar.

Además, hay diferentes métodos para modificar el comportamiento de la capa límite.

Por un lado se puede controlar el perfil de velocidades en un punto, y por otro se pueden variar las propiedades del fluido.

A continuación en la fig.3-12 se muestra una clara clasificación de los diferentes métodos.

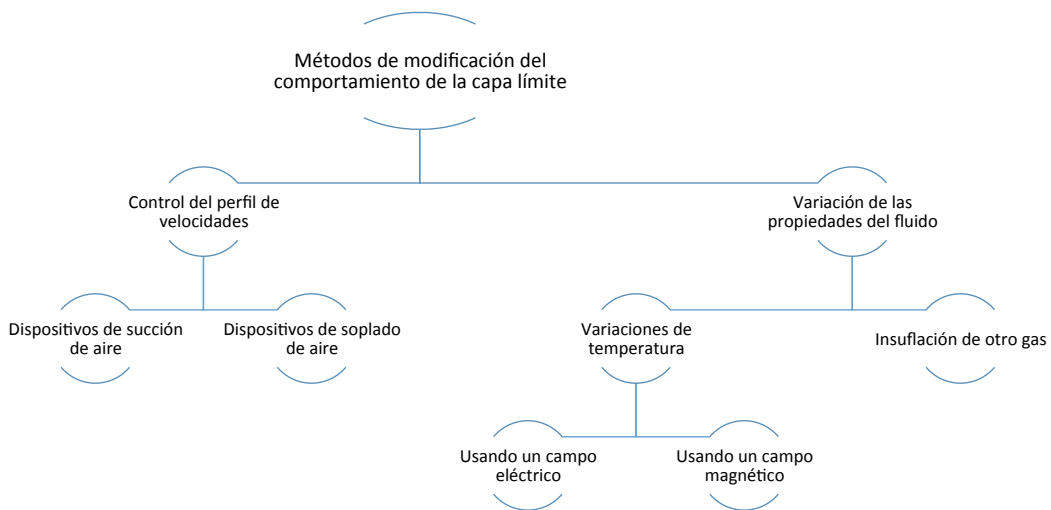


Fig. 3-12 Clasificación de los métodos de modificación del comportamiento de la capa límite

Seguidamente se presentan algunos dispositivos que, como el slot fijo, pueden realizar la modificación de la c.l deseada:

El **generador de vórtices** consiste en pequeñas aletas triangulares o rectangulares que tienen una altura de entre un 10% y un 50% el espesor de la capa límite. Cuando el avión está en movimiento, el VG crea un vórtice, y mediante la eliminación de una parte de la capa límite que está en contacto con la superficie aerodinámica se retrasa la separación de flujo local y la entrada en pérdida de la aeronave, mejorando así la eficacia de las alas y superficies de control, tales como flaps, alerones, elevadores, timones.

Es importante destacar que los VG (fig.3-13) se colocan cerca del borde de ataque y en la parte más gruesa del ala, con el fin de mantener el flujo de aire constante en las superficies de control en el borde de salida. Además los generadores de vórtices están colocados oblicuamente de modo que tienen un ángulo de ataque con respecto al flujo de aire local con el fin de crear un vórtice de punta (igual que el fenómeno que ocurre en la punta de las alas). El objetivo principal es por un lado adelantar el paso a flujo turbulento de la capa límite y energizar las capas inferiores. De ese modo se mantienen los niveles adecuados de turbulencia adecuados en la capa límite (para mantenerla adherida).



Fig. 3-13 Generador de vórtices de una Cessna 182 de [AeroDynamics, 2003]

De modo que todas estas características permiten que para un mismo AoA se reduzca la velocidad de entrada en pérdida y por lo tanto se mantenga el control del avión en las fases de despegue y aterrizaje. Las ventajas de estos dispositivos son su baja resistencia y simplicidad, aunque se usa sólo para aeronaves que vuelan a bajas velocidades.

El **vortilón** es un dispositivo aerodinámico fijo. Su nombre proviene de la unión de *Vortex* con *Pylon*, ya que este dispositivo genera los mismos vórtices que el borde de salida que crean los pylon de los motores. Los vortilones constan de una o más placas planas unidas que se sitúan en dirección longitudinal a la cuerda (tal y como se observa en la fig.3-14) de modo que evita el movimiento transversal del aire a lo largo de la cuerda. Es decir, cuando se reduce la velocidad y la aeronave se aproxima al aterrizaje, el flujo local en el borde de ataque se desvía hacia el exterior, de modo que este componente lo que hace es crear un vórtice y impedirlo. Generando así un retraso en la separación del flujo local.

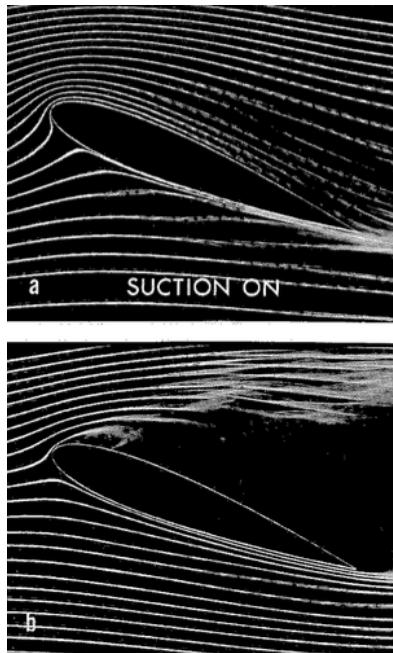


Fig. 3-14 Vortilones en el intradós de un DC-9

Los **sopladores de capa límite** son dispositivos activos que cogen aire presurizado del compresor de los motores y lo dirigen a las zonas de control que suelen estar situadas en el borde de ataque del ala. El funcionamiento es el mismo que las ranuras fijas en el borde de ataque, pero con una fuente de aire diferente, absorbe energía pero a cambio su aportación a la capa límite es mayor.

Las ventajas de usar estos dispositivos son el aumento de la sustentación y el retraso del desprendimiento de la capa límite. Por otro lado, se vuelve a padecer la desventaja del aumento de resistencia aerodinámica. En este caso, al ser un dispositivo activos, se puede controlar su funcionamiento pudiendo ser utilizado solo en aquellas frases de vuelo donde sean realmente necesarios.

Los **aspiradores de capa límite** mediante una bomba de vacío absorben aire del extradós del perfil a través de orificios o ranuras muy parecidas a las utilizadas en los sopladores. Este método activo tiene la finalidad reducir el grosor de la capa límite eliminando las capas inferiores del fluido que son las que tienen menos energía, de modo que se crea una capa más estable y se retrasa el desprendimiento de la capa límite. Además también modifican el gradiente de presiones y de ese modo consiguen un aumento de sustentación.



Para lograr una estabilización óptima de la capa límite a varios ángulos de ataque, se debe llegar a un compromiso entre el número de ranuras, su localización y la cantidad de fluido succionado por cada una de ellas.

En la figura adjunta (fig.3-15) se observa claramente como en el perfil a) la capa límite está mucho más adherida que en el perfil b) ya que en la primera se le ha aplicado una succión en varios puntos del extradós. De ese modo se ha redireccionado el aire de poca energía hacia un punto más cercano a la superficie del perfil.

Fig. 3-15 Aspiración de un perfil multi-slotted a altos ángulos de ataque de [Hazen,2000]

Antes de finalizar el capítulo se debe hacer una retrospectiva de los diferentes métodos tratados. Se ha comentado que los elementos geométricos, los inductores de turbulencia y los elementos pasivos de transpiración por ranuras son los métodos comúnmente más usados en aeronáutica para evitar el desprendimiento de la capa límite. Los elementos activos como las ranuras de soplado requieren de un equipamiento complejo, con un control continuo y una energía externa aplicada, hecho que los hace menos usados.

A quedado claro que la inyección de flujo de aire sobre el perfil es usada de forma beneficiosa para incrementar la eficiencia de la aviación hoy en día. Otro punto muy importante tratado ha sido el hecho de energizar las capa límite aumentando la cantidad de movimiento permite que los perfiles de velocidades retrasen su desprendimiento y por lo tanto permitan volar a unos AoA que de otro modo no sería posible llegar.

La mezcla perfecta entre ambas acciones anteriores da lugar a inyecciones de aire periódicas de manera que se inyecta cantidad de movimiento con una forma y estructura que controla los flujos inestables. El dispositivo que realiza esta acción es el oscilador fluidoico.

3.2 Los osciladores fluídicos y su funcionamiento

Los osciladores fluídicos, introducida su descripción en el apartado *Estado del arte* en el Capítulo 1, se dividen en dos grandes grupos según la base de su funcionamiento (clasificados en la fig.3-16):

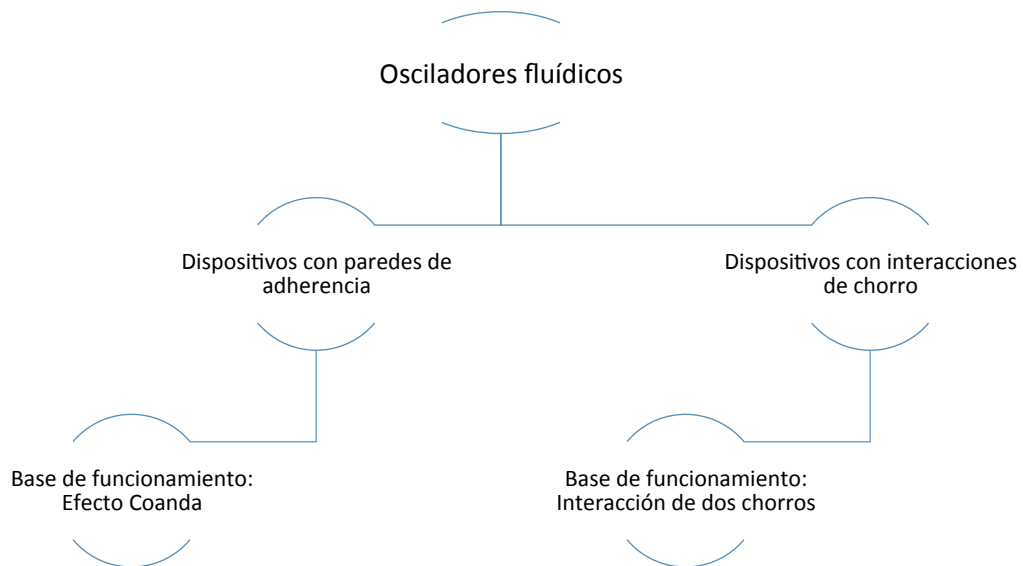


Fig. 3-16 Clasificación de los osciladores fluídicos

Los dispositivos con interacciones de chorro (fig.3-17), los cuales basan su funcionamiento en la dinámica de fluidos, tratan de controlar un flujo de salida a partir de la interacción entre dos chorros, todo ello dentro de una cámara especial de circulación.

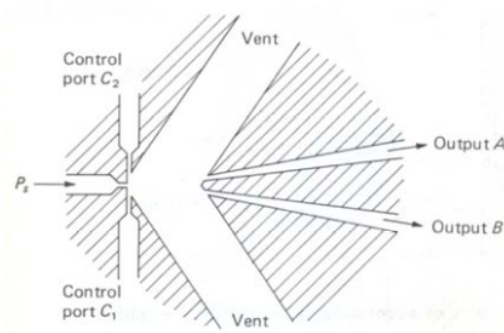


Fig. 3-17 Esquema de un oscilador con interacción de chorro de [Morris,1973]

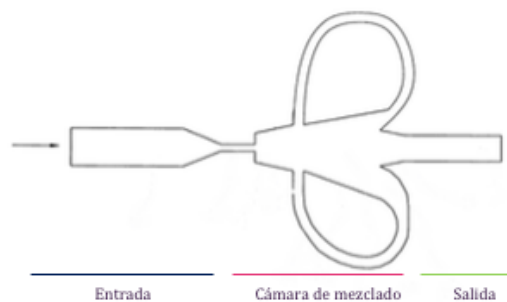


Fig. 3-18 Esquema de un oscilador con paredes de adherencia de [Tesar,2013]

En contrapartida se encuentran los dispositivos con paredes de adherencia (fig.3-18), los cuales basan su funcionamiento en el **efecto Coanda**, es decir, aquél fenómeno físico en el cual una corriente de fluido (jet) tiende a ser atraída por una superficie vecina a su trayectoria si el gradiente de presiones que se produce es el adecuado, y de esta forma se redirige el flujo.

En el caso del oscilador fluídico con paredes de adherencia las dimensiones de su *geometría* pueden ser muy variables, en función del objetivo y el régimen de funcionamiento. En todos ellos pero se pueden diferenciar tres partes, diferenciables en la fig.3-18 :

- Entrada: Es el conducto más largo del dispositivo, y es por donde el fluido entra del exterior y se adapta para obtener un flujo lo más longitudinal posible. Esta zona tiene como objetivo conseguir que la dirección a la salida sea lo más constante posible para que no perturbe el flujo de la cámara de mezclado.
- Cámara de mezclado: Está constituida por una cámara principal y dos conductos de realimentación. En la cámara principal es donde se desarrollan los fenómenos más importantes que determinan las características del flujo de salida y el comportamiento del oscilador. Los conductos de realimentación conectan la salida de la cámara de mezclado con su entrada, y su sentido de flujo depende del tiempo.
- Salida: De la cámara de mezclado, el fluido sale por un pequeño orificio y entra en la parte final del circuito del oscilador. En este punto se encuentra una bifurcación, donde el fluido en condiciones de comportamiento laminar se separaría y saldría por dos aperturas al exterior. Después de la bifurcación los dos conductos se estrechan acelerando el fluido y adaptándolo a las condiciones de salida.

En este estudio se simulará directamente el flujo de salida del oscilador mediante una condición de contorno aplicada en el extradós del perfil. Todo ello se relata explícitamente en los capítulos que vienen a continuación.

Para más información acerca del funcionamiento interno de los osciladores fluídicos dirigirse a [Sarmiento, 2014] y [Arozarena,2014].

Capítulo 4

4. Mallado e implementación del caso

Antes de introducir el perfil dentro del campo fluido y estudiar su comportamiento, se debe realizar el mallado mediante ANSYS ICEM. La adaptación de la malla en cada bloque de la geometría permitirá obtener un resultado más preciso del caso implementado.

El segundo paso de este capítulo es introducir las diferentes opciones que ofrece el FLUENT, desarrolladas teóricamente, para así en el capítulo 5 presentar el caso particular.

4.1 Mallado

La malla del perfil no es uniforme en todas sus subdivisiones, sino que en cada una de ellas se diferencia una distribución de celdas concreta como se relata a continuación.

Este proceso ha sido largo, y siempre se ha usado ICEM para realizarlo. Una vez la malla está realizada, debe ser validada en las condiciones más próximas a las finales posible; En este caso usando un Re de $3 \cdot 10^6$ y usando el mismo modelo de turbulencia. Después de todo este proceso la malla está preparada para calcular el nuevo caso.

Una vez la geometría del perfil NACA 4421 ha sido importada al programa, ICEM permite organizarse mediante bloques. En cada uno de los bordes de los bloques se usa una ley de distribución de celdas distinta,

La disposición geométrica de los bloques es tal que permita adaptarse lo mejor posible al perfil, de manera que se pueda estudiar con precisión lo que sucede en los alrededores del mismo.

La clave para una buena malla es la distribución de las celdas. El número de celdas será mayor donde se prevé que los gradientes sean más altos. También en la capa límite ya que el gradiente de velocidades en la dirección perpendicular a la superficie varía considerablemente (tal y como se ha expuesto anteriormente en la teoría).

A continuación en la figura fig.4-1 se observa que las leyes usadas para cada bloque (subdivisión que se realiza del campo fluido para poder mallar de forma discreta dependiendo de la zona) no son ni mucho menos lineales sino que en algunos casos es parabólica; te permite concentrar todas las celdas alrededor de un punto y en otros se usó la función S-curve, donde puedes concentrar las celdas en varios puntos.

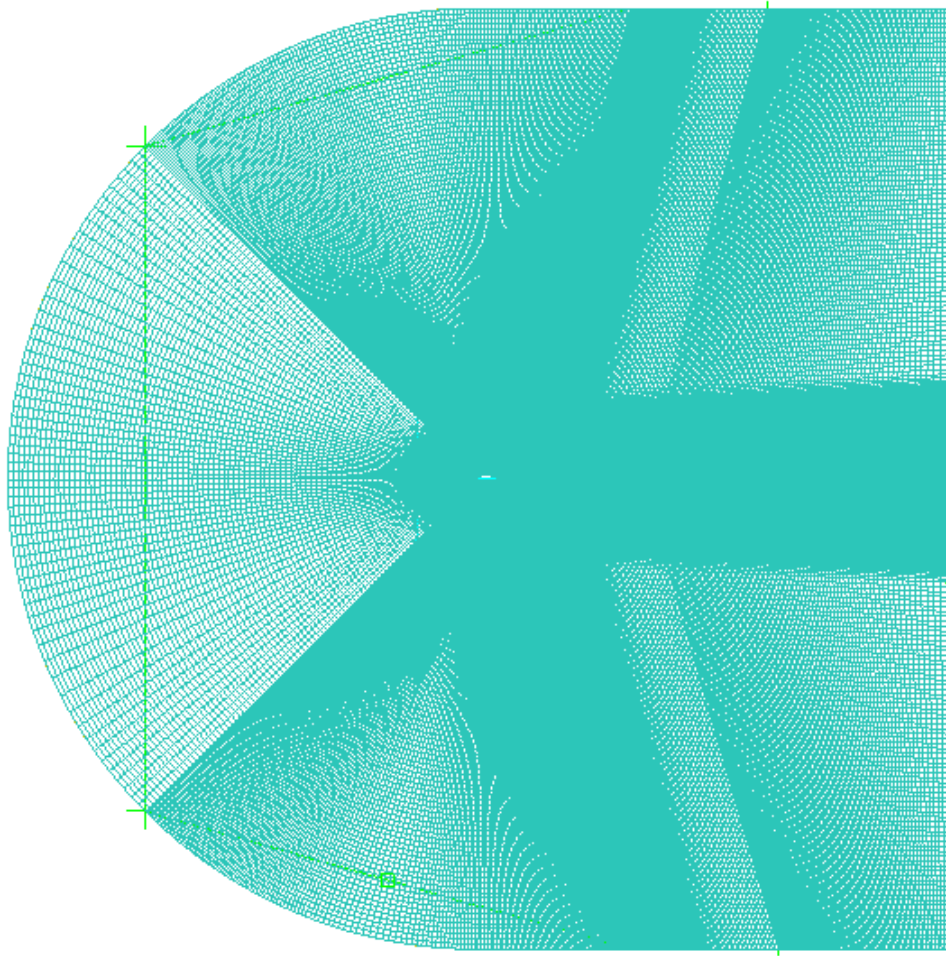


Fig. 4-1 Vista global del mallado definitivo de [Sallarès,2015]

Se da una descripción más detallada según la zona:

- Borde de ataque: Se concentran las celdas en el centro de este, y se reparten gradualmente hacia los laterales, por lo tanto es una función parabólica de la distribución de los puntos. Se puede observar más claramente en la fig.4-2 .
- Extradós : Se pretende mantener la continuidad de celdas con el borde de ataque, así que deben concentrarse en el borde de ataque y de salida, creando así una distribución S-curve con concentración en el b.a y b.s . Se destaca la importancia de tener unos valores de altura de celda óptimos, sobre todo en las celdas próximas al oscilador fluídico.
- Intradós: La distribución es la misma que en extradós, siempre siguiendo una continuidad entre celdas consecutivas.
- Borde de salida: El borde de salida (como se observa en la fig.4-3) no es afilado, así que a la hora de definir su distribución de celdas seguirá la misma que en la estela.
- Estela: Esta ha sido la parte más problemática de todas (fig.4-4), porque se pretende concentrar las celdas en los extremos y en el centro de esta (usando una función S-curve), pero fue tarea difícil debido al valor tan pequeño de y^+ , parámetro que se introducirá seguidamente.

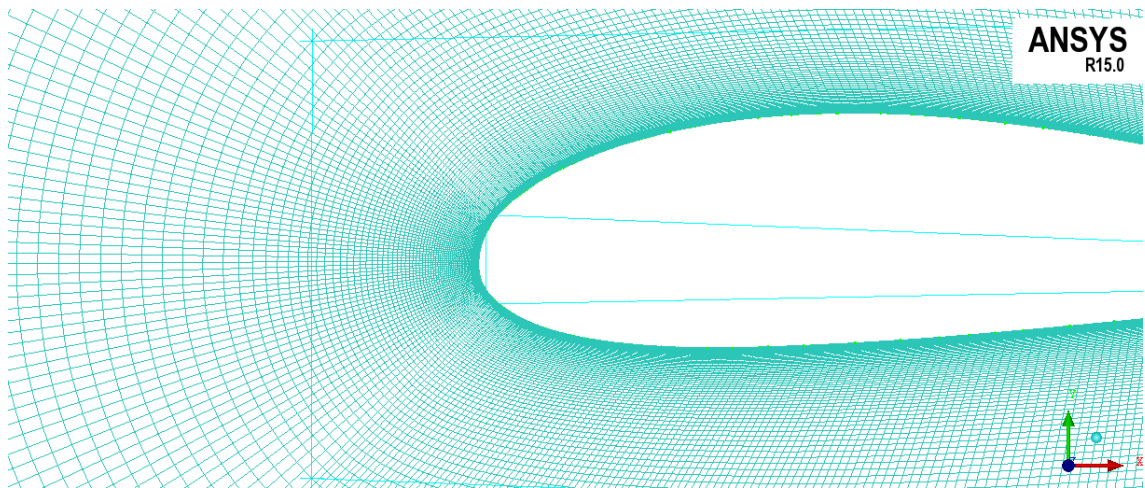


Fig. 4-2 Distribución de las celdas en la parte anterior del perfil de [Sallarès, 2015]

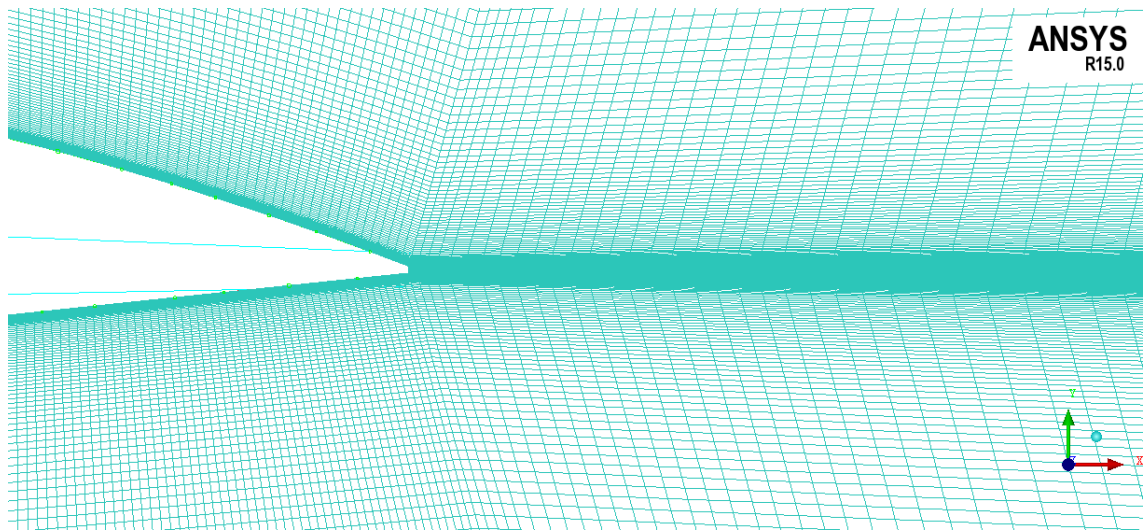


Fig. 4-3 Mallado del borde de salida del perfil NACA 4421 de [Sallarès,2015]

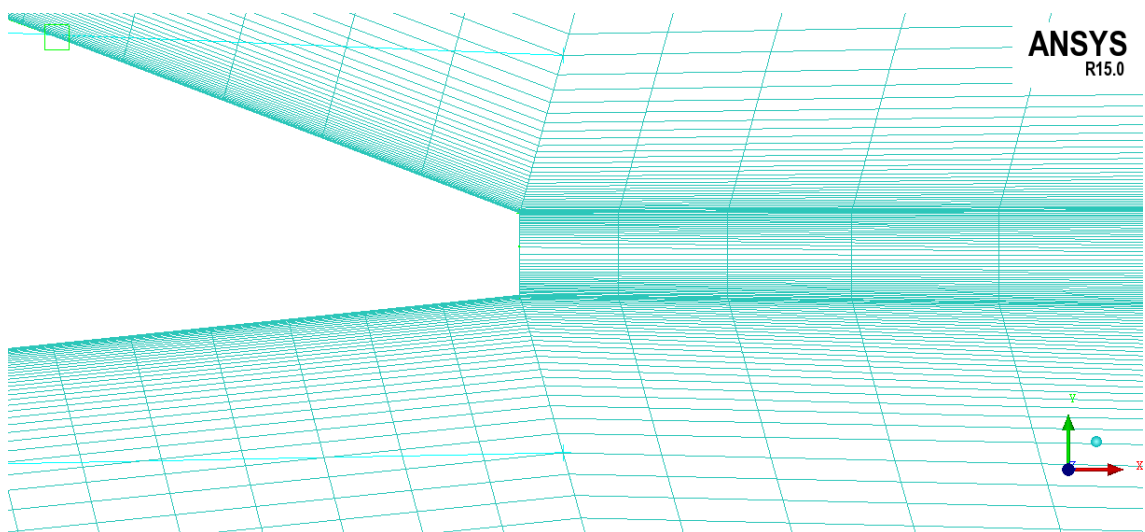


Fig. 4-4 Distribución de celdas en la estela de [Sallarès, 2015]

Se ha elegido una **mallada estructurada** ya que es más fácil de manipular y tiene una opción de *regeneración de geometría* que permite obtener mejores resultados en zonas conflictivas (en este caso, la estela). Esta requiere menos tiempo de convergencia y algoritmos más eficientes.

Además, cuando la mallada ha sido completada y por lo tanto se ha creado el archivo *.msh* se procede a introducir las *boundary conditions* en FLUENT.

4.1.1 Cálculo de la altura de la primera celda: Δy_1

Para poder calcular este parámetro se ha tenido en cuenta la viscosidad, la densidad del fluido además del *Re* estudiado. También se supone un valor de y^+ , el cual se intentó que fuera lo más pequeño posible pero por restricciones de la mallada (ya que alcanzar un valor de $y^+=1$ suponía duplicar como mínimo el número de celdas y por lo tanto aumentar mucho los tiempos de cálculo) se ha utilizado $y^+=4$.

La altura de la primera celda se ha calculado mediante el recurso en línea [cfd-online,2014], donde se han introducido los datos siguientes:

$$v = 45 \frac{m}{s} \quad \mu = 1.82 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{m^3} \quad \rho = 1.205 \frac{kg}{m^3} \quad y^+ = 4.0 \quad Re = 3 \cdot 10^6$$

$$\Delta y_1 = f(y^+, Re, v, \mu, \rho) = 3.4 \cdot 10^{-4} m$$

De modo que se ha debido comprobar que la celda adyacente al perfil no supere este valor y así asegurar una buena precisión de mallada.

4.1.2 Calidad de la mallada

Para asegurar que el mallado es de buena calidad el mismo ICEM nos da una serie de parámetros para estudiarlo. Para cada una de las celdas se estudia:

- Determinante 3X3: Este nos calcula las deformaciones de la celda. Es decir un valor de 1 lo tendrá aquella celda que sea perfectamente cuadrada, mientras que un valor de 0 lo tendrá aquella que tenga un volumen negativo (hecho físicamente imposible que nos reportaría un error). El mallado final proporciona el 100% de las celdas con valores del determinante mayores a 0.9.
- Volume: Se debe evitar totalmente tener valores negativos, en caso de que ocurra, se modifica la celda afectada.

- Aspect ratio: Este concepto se refiere a la medida en la que los elementos de la malla son alargados. Tal y como se muestra en la fig.43 el AR trata de la relación entre el área máxima y la mínima, calculada en todos los elementos de la malla.

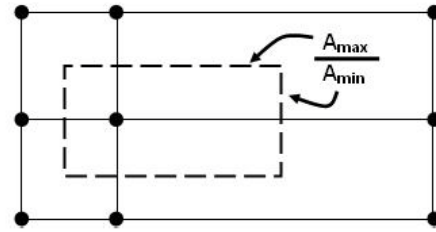


Fig. 4-5 Definición de Aspect ratio de [cfd-online,2014]

El mallado final tiene el 97.2% de las celdas con un $AR < 75$.

- Eriksson Skewness: es una medida de la simetría que tienen las celdas. Como más simétricas sean estas más precisos serán los resultados y más fácil será llegar a ellos. El mallado final tiene un 98% de las celdas con $E.S > 0.9$.
- Calidad: Se tomará como valor aceptable cuando sea mayor que 0.8. Además no sólo el valor debe tenerse en cuenta sino que también la localización. En este estudio se ha tenido que prestar especial atención el mallado de la estela y el de la capa límite que engloba todo el perfil. El mallado final tiene el 100% de las celdas con una calidad mayor o igual a 0.9.

Antes de seguir con la validación de la malla se barajan las posibilidades de aumentar el número de celdas o reducirlo mediante la opción *Scale size*. Debido al tiempo de cálculo que se emplea y a la validación con resultado satisfactorio que se relata a continuación, la malla consta de 220000 celdas.

4.1.3 Validación de la malla

Tal y como se ha introducido en el inicio de este capítulo, antes de dar la malla por buena se debe realizar una validación. Para lograrlo se han comparado los primeros datos extraídos del FLUENT (en un análisis cuya inicialización se comentará más adelante) con los datos de la curva Cl-alpha extraídos de [Abbott and Von Doenhoff, 1958] . El Reynolds usado ha sido $3 \cdot 10^6$ y la comparación de resultados se puede observar en la fig. siguiente:

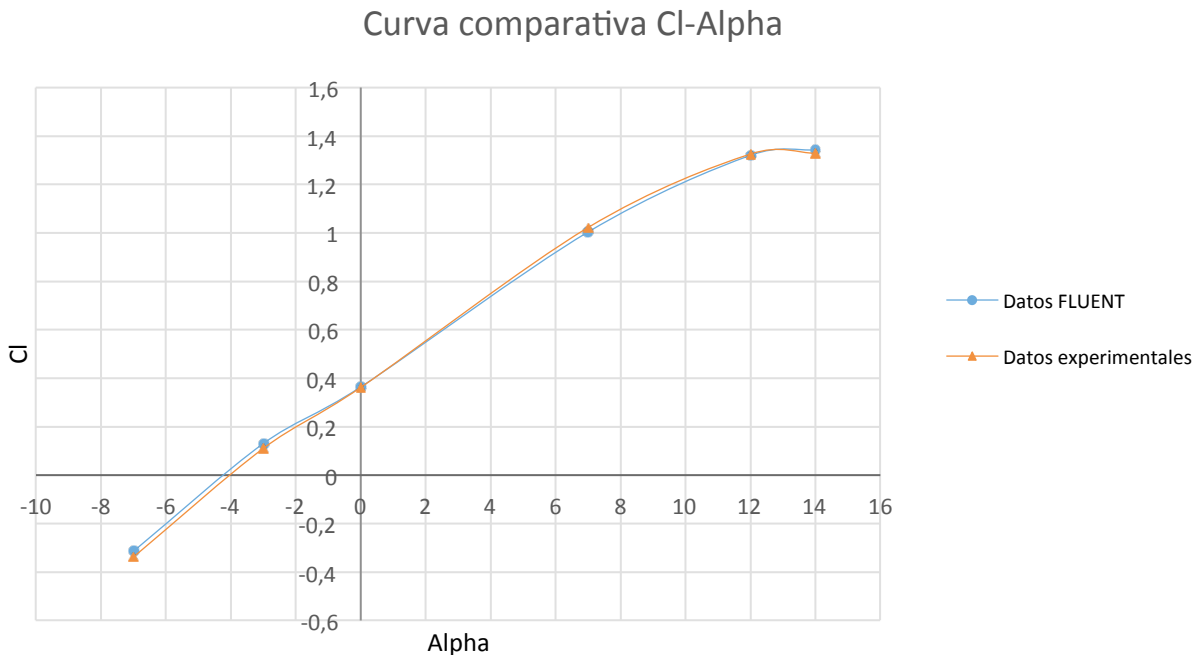


Fig. 4-6 Curva comparativa Cl-Alpha del perfil NACA 4421 de [Sallarès, 2015]

Para poder graficar la curva cl-alpha (fig.4-6) partiendo de los resultados de FLUENT, se han debido realizar seis simulaciones diferentes, en cada una de ellas cambiando el valor del vector velocidad, para de ese modo poder modificar el ángulo de ataque del perfil.

4.2 Implementación del caso: Teoría básica de la resolución numérica en FLUENT

Las ecuaciones que rigen a un fluido son; ecuación diferencial de la conservación de la energía, ecuación diferencial de la conservación de la masa y la ecuación diferencial de la conservación del momento, y la ecuación del gas ideal también será tomada en cuenta, con lo cual obtenemos cuatro incógnitas (densidad, velocidad, presión y temperatura) y cuatro ecuaciones.

Para este estudio el fluido podría ser tratado incompresible (ya que el Mach es de 0.13), pero para poder usar el método *Pressure-based* que analizaremos más adelante, es obligatorio permitir que la densidad varíe como gas ideal. La ecuación de la energía será resuelta no únicamente para encontrar la temperatura, sino también para hallar las otras variables del fluido, que a la vez están presentes en las otras ecuaciones.

En definitiva, se nos crea el sistema de ecuaciones siguiente:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{v}) = 0$$

$$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho (\vec{v} \cdot \vec{\nabla}) \vec{v} = \rho \vec{g} - \vec{\nabla} P + \mu [\Delta \vec{v} + \frac{1}{3} \vec{\nabla} (\vec{\nabla} \cdot \vec{v})]$$

$$\rho \frac{Du}{Dt} + \rho \frac{Dk}{Dt} = -\vec{\nabla} \vec{q} - \vec{\nabla} (P \vec{v}) + \vec{\nabla} (\vec{v} \cdot \vec{\tau}) + \rho \vec{v} g$$

$$P = \rho \cdot R \cdot T$$

Este sistema no se puede resolver de forma analítica, de modo que sólo se podrá resolver con una discretización. Por lo tanto sería como aplicar ecuaciones integrales conservativas sobre volúmenes de control muy pequeños, pero a la vez aproximándolos como si fueran volúmenes de control diferenciales, de modo que las propiedades del fluido serán consideradas constantes a lo largo de la superficie. Por lo tanto, como es una aproximación, como más pequeño sea el volumen de control más precisa será la solución que obtengamos. Se ha obtenido por lo tanto un conjunto de cuatro ecuaciones algebraicas que deben resolverse en cada volumen de control. Es decir serán solucionadas en cada una de las celdas del mallado.

Cuando se discretizan las ecuaciones diferenciales, se realizan bastantes aproximaciones a cada miembro de la ecuación y eso afecta en el criterio de convergencia, ya que es un proceso iterativo.

La discretización realizada es la siguiente:

$$\frac{(\rho\theta)^{n+1} - (\rho\theta)^n}{\Delta t} V_c + \sum_f (\rho_f \vec{v}_f \theta_f)^{n+1} \cdot \vec{A}_f = \sum_f (\Gamma_f \nabla \theta_f)^{n+1} \cdot \vec{A}_f + S^{n+1} \cdot V_c$$

La f de la ecuación anterior se refiere al número de caras que deberán buscar la solución de las cuatro incógnitas citadas anteriormente.

Esta ecuación no está solucionada, con lo cual las variaciones en la solución provienen de la manera en que se decide realizar la aproximación de los valores en las caras, para ello, hay diferentes métodos.

Se definirá primero los diferentes posibles valores que pueden calcularse en una misma celda:

- Los valores de las celdas: son los valores del punto medio de cada una de las celdas que se han analizado, y son los valores que obtenemos con las ecuaciones.
- Los valores de los nodos: son todos aquellos valores de cada uno de los vértices del volumen de control. Para obtener estos valores se hace una media ponderada entre todas las celdas que están a su alrededor.

Una vez aclarado este punto, el programa FLUENT usa la formulación de celdas centradas, es decir que calcula todos los valores para el centro del volumen de control. Por lo tanto los valores de las caras saldrán de una interpolación.

Para realizar la interpolación existen dos tipos de **esquemas numéricos de resolución**:

- Resolución de orden bajo : Se usan únicamente dos valores de nodos para calcular el valor de la cara. Este no sirve para el estudio realizado ya que el fluido no estará alineado todo el rato con el mallado.
- Resolución de orden alto : Se usan más de dos valores de nodos para calcular el valor de la cara. Es mucho más preciso que el anterior, pero su desventaja es la inestabilidad.

Dentro de cada uno de ellos hay diversas opciones, tal y como se muestra en la fig.4-7 a continuación:

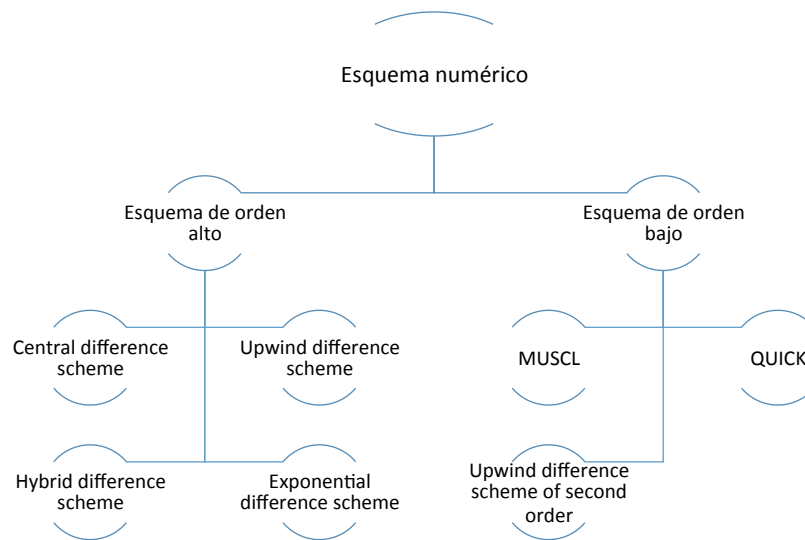


Fig. 4-7 Tipos de esquemas numéricos de [ANSYS,2014]

Es usual hacer una primer simulación con un esquema de resolución de bajo orden y a continuación partiendo de este, y así asegurando que convergirá, se simula con esquema de resolución de orden alto.

En el caso de este estudio se ha usado como esquema numérico de resolución el QUICK, para las ecuaciones citadas anteriormente (o bien otro de segundo orden), y para el aspecto transitorio se ha aplicado un esquema de resolución de primer orden.

A continuación se trata el **Gradiente**, que es evaluado en el centro de las celdas, y es necesario para la discretización de los términos convectivos y de difusión, para lograr pasar de la ecuación diferencial a la ecuación integral. Se diferencian dos tipos:

- Green-Gauss cell-based gradient evaluation: el valor de la cara es la media ponderada de los valores de las celdas vecinas.
- Green-Gauss node-based gradient evaluation: el valor de la cara es la media de los valores de los nodos de aquella cara.

- Least squares cell-based gradient evaluation: es básicamente usado en mallados desestructurados y de muy difíciles geometrías.

En este estudio se ha evaluado el gradiente mediante el *Green-Gauss cell-based* ya que es más rápido de computar y sólo ligeramente menos preciso que el segundo.

Llegados a este punto se debe tratar los diferentes *solvers* que nos proporciona FLUENT, por un lado tenemos *pressure based solver* y por otro el *density based solver*.

En ambos métodos la velocidad se obtiene de la ecuación de momento i la temperatura de la ecuación de la energía. Pero la diferencia es que el *density based* la densidad es obtenida de la ecuación de la continuidad, en cambio en *pressure based* es obtenida de la ecuación de estado de los gases ideales.

Relatando estas características se entiende el porqué aunque se haya realizado un estudio con un *Ma* lo suficientemente bajo como para considerar al fluido incompresible, se ha definido la densidad como gas ideal.

El solver de *pressure based* se deriva de la ecuación de la continuidad y del momento. Dependiendo de el acoplamiento entre presión y velocidad se usará un algoritmo u otro. A continuación se facilita en forma de esquema (fig.4-8) los diferentes algoritmos que se pueden elegir y se citan sus características principales.

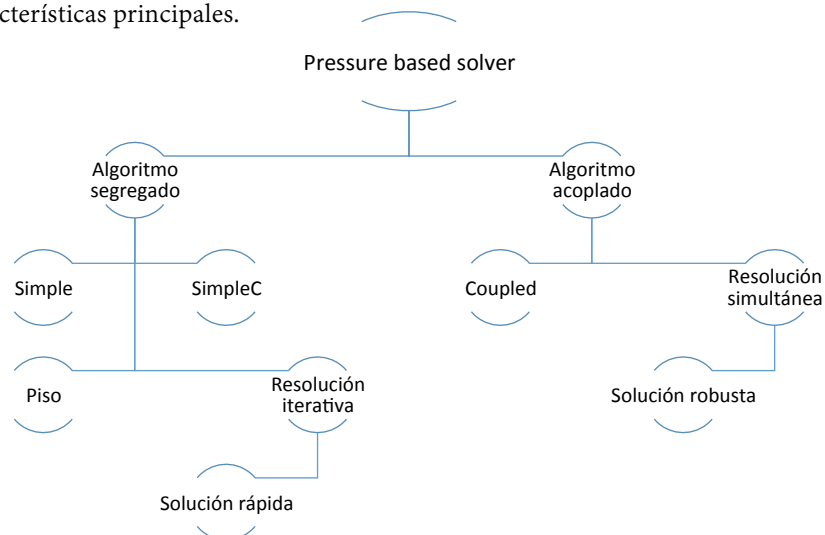


Fig. 4-8 Esquema de los diferentes algoritmos del Pressure based solver de [ANSYS,2014]

Por otro lado está el *density based solver* que resuelve en cada iteración la ecuación del momento continuidad, energía y la ecuación de estad hasta que converge. Suele usarse para valores de velocidad muy elevados y por lo tanto para fluidos claramente compresibles.

A continuación se trataran los **factores de sub-relajación**. Estos controlan el cambio de una variable entre dos iteraciones consecutivas. Hay algunos casos en que estos factores deberán disminuirse para así permitir que el solver converja.

Expresado de un modo matemático sería (ϕ equivale a cualquier variable citada) :

$$\phi = \phi' + \alpha \cdot \Delta\phi$$

Donde ϕ' es el valor anterior de la variable, α es el factor de sub-relajación y ϕ es el nuevo valor de la variable. Es importante destacar que los factores de sub-relajación serán la última salida, ya que se debe ser muy preciso para ajustarlos correctamente.

En las condiciones que se encuentra el perfil estudiado, se puede afirmar que habrá turbulencia. Para predecirla hay diferentes métodos que serán explicados en las siguientes líneas.

La **turbulencia** es aquél movimiento inestable y aleatorio del fluido que aparece cuando el número de Reynolds es elevado. Esta podría ser resuelta dentro de la misma ecuación de Navier-Stokes, pero sólo sería posible usando Direct Numerical Simulation. El DNS necesita mucha capacidad computacional y como ya se ha adelantado, en este estudio se realizarán procedimientos de promedio para el tiempo y el espacio para ser calculado.

FLUENT utiliza las ecuaciones RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes), que son las de Navier-Stokes con procedimientos de promediado para el tiempo y el espacio. Para lograrlo, las variables: componentes de la velocidad, presión y energía entre otras, se descomponen en valores medios y fluctuantes. Seguidamente se sustituye esta descomposición en cada una de las ecuaciones y luego se promedian. Al hacerlo se crean nuevas incógnitas, y para encontrarlas se pueden aplicar diferentes condiciones, que nos crean distintos modelos de turbulencia:

- **Spallart-Allmaras:** Es un modelo desarrollado para su uso en el campo aeroespacial, siendo especialmente preciso para los flujos limitados por paredes (es decir, perfiles) y flujos que tienen una separación suave donde se crea recirculación.
- **K- ϵ :** Es un modelo que utiliza dos ecuaciones de transporte. Es robusto y preciso, pero a la vez insensible a los gradientes de presión adversos y a los desprendimientos de la capa límite en geometrías fuseladas, dando resultados demasiado optimistas. Por lo tanto no se suele usar demasiado en la aerodinámica externa.
- **K- ω :** Es un modelo de dos ecuaciones, y da mejores resultados que el anterior en términos de gradientes de presión y de desprendimiento de la capa límite. Su principal inconveniente es la alta sensibilidad en los valores de K y ω (cuando el fluido es libre) y esto crea posibilidad de divergencia en la solución.
- **SST K- ω :** Es un modelo de turbulencia que mejora el K- ω evitando que sea tan sensible a las variaciones de flujo libre y que de un mejor resultado en el estudio del desprendimiento de la capa límite. De modo que es el más usado para flujos aerodinámicos, ya que es el más preciso y el que da una mejor predicción de la capa límite.
- **Tensión de Reynolds:** Se usa para flujos con muy fuertes turbulencias.

Una vez presentados todos los modelos de turbulencia se destaca que el usado en este estudio es el SST $K-\omega$ por las razones que ya se ha comentado.

La **convergencia** es un punto a tratar también muy importante. Esta se calcula y se grafica simultáneamente cuando se está realizando un análisis. La monitorización de esta es el valor integrado de ella, igual que se hace con el coeficiente de sustentación y el de resistencia.

El criterio de convergencia es por defecto 10^{-3} (para la energía 10^{-6}), pero estos valores se pueden cambiar según el caso. En las simulaciones realizadas en este estudio se han tomado los valores por defecto.

5. Simulaciones con Resultados y Discusión de Resultados

En este apartado se desarrolla la simulación del perfil en el campo fluido usando el software ANSYS FLUENT (versión 15.0). En esta segunda etapa también se ha usado una función UDF (descrita en lenguaje C) que es la encargada de simular el comportamiento sinusoidal de la velocidad del flujo del oscilador fluídico.

Para empezar, se justifican las condiciones de entrada en el FLUENT para los diversos casos simulados.

5.1 Condiciones de entrada en el FLUENT

Básicamente se han ejecutado dos tipos de estudio, uno sin la función UDF, es decir sin el oscilador fluídico aplicado en el perfil, y posteriormente un seguido de simulaciones donde se le ha añadido la UDF en el 17% al NACA 4421 .

La entrada de condiciones se divide en tres grandes apartados:

En **Solution Setup** se elijirá entre las condiciones del fluido y el esquema a seguir.

General : Se selecciona *Pressure-based*, que aunque obligue a activar la ecuación de la energía, y en este estudio no sería del todo necesario, permite realizar un estudio más preciso.

Models: Se ha activado la ecuación de la energía y la viscosidad se ha definido turbulenta usando el modelo k-omega SST.

Boundary conditions: En la malla se diferencian dos configuraciones según la simulación de la que se trate: Por un lado se encuentra la original y en la que se define todo el campo fluido y en la otra se divide

En **Solution** se elige:

Solution Methods: El método *PISO* brinda un tiempo de cálculo aceptable y no produce divergencia ni en gradientes de temperatura ni de velocidades.

Solution Controls: Se nos permite modificar los *factores de sub-relajación*, para tal y como se ha descrito en el capítulo anterior, facilitar la convergencia de alguna de las ecuaciones presentadas.

Monitors: En todas las simulaciones se han graficado los *residuos* y el coeficiente de sustentación.

Solution Initialization: La inicialización de los primeros casos se realizaba a partir de todo el campo (designado con el nombre *farfield*). Una vez se extraen los primeros resultados se crea un archivo *interpolate* que permite cargar en cada celda la última solución encontrada, de modo que reduce considerablemente el tiempo de cálculo.

Run Calculations: Se especifica el *time step* y el número de iteraciones que se quiere realizar como máximo para intentar llegar a la convergencia . El *time step* en todos los casos ha sido de 0.001 segundos, y el número de *iteraciones* 20.

Results

Graphics and animations

Plots: Permite escribir o visualizar por pantalla magnitudes simuladas como: velocidades, presión, vorticidad. Se estructura en *mesh*, *contours* y *vectors*.

Todo el tratamiento de datos utilizados en este apartado han sido extraídos mediante Excel, habiendo guardado antes los ficheros en formato *txt*.

5.1.1 Función UDF

La función UDF pretende simular el comportamiento del oscilador fluídico en el 17% de la cuerda del perfil tal y como se realiza en el estudio [Sahni et al, 2011].

El script en lenguaje C es el siguiente:

```
/* User-Defined Functions for sinusoidal profile. FLUENT 15 version */

#include "udf.h"

DEFINE_PROFILE(unsteady_velocity, thread, position)
{
    face_t f;
    real t = CURRENT_TIME;
    begin_f_loop(f, thread)
    {
        F_PROFILE(f, thread, position) = 30.15 + 30.15*sin( $\omega$ *t);
    }
    end_f_loop(f, thread)
}
```

La ω es extraída de $\omega = 2\pi \cdot f$ donde f es la frecuencia del oscilador fluídico.

El oscilador fluídico da un flujo saliente en todo momento, pero este a la vez es variable. Se ha logrado este comportamiento mediante la ecuación de *inlet-velocity* aplicada en el punto exacto de la curva del perfil perteneciente al 17% de la cuerda:

$$v(v, t) = v_{max} + v_{max} \cdot \sin(\omega \cdot t)$$

5.2 Elección de las frecuencias y la velocidad máxima del oscilador

La primera frecuencias de salida del oscilador fluido que será estudiada ha sido extraída del periodo del coeficiente de sustentación del perfil NACA 4421 sin el oscilador fluido implementado (fig.5-1).

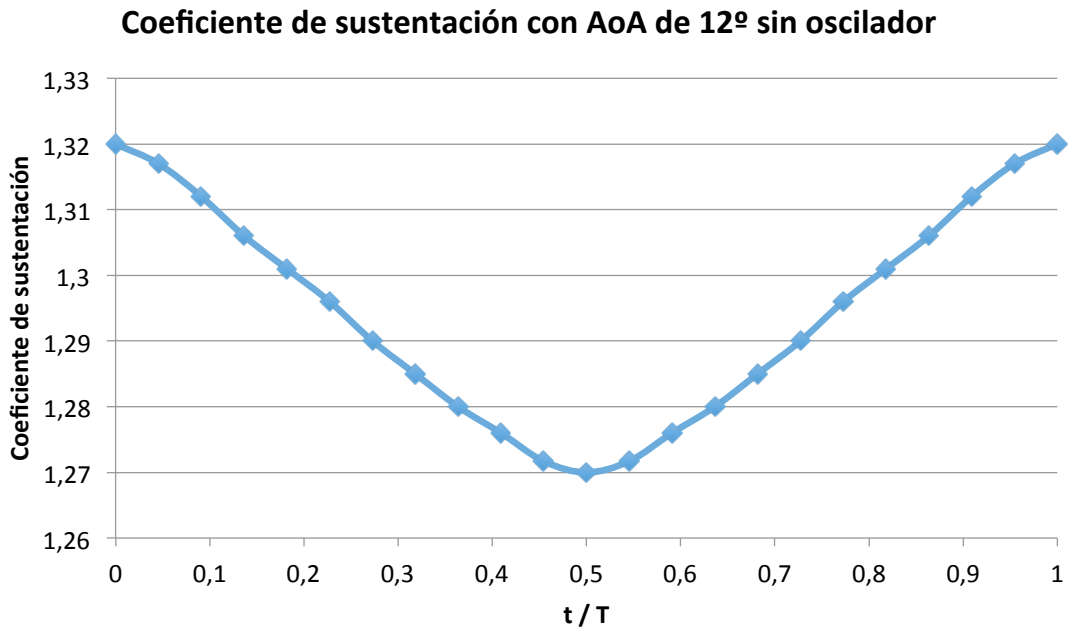


Fig. 5-1 Coeficiente de sustentación del perfil con AoA de 12° sin oscilador de [Sallarès,2015]

$$f = \frac{1}{T} = \frac{1}{0,402 - 0,389} \approx 45 \text{ s}^{-1}$$

Después de extraer la frecuencia de la gráfica anterior se decide elegir dos frecuencias más:

$$f = 45 \text{ Hz} \rightarrow \omega = 282,74 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$

$$f = 250 \text{ Hz} \rightarrow \omega = 282,74 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$

$$f = 500 \text{ Hz} \rightarrow \omega = 282,74 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$$

Además se ha extraído del coeficiente C_μ la velocidad máxima que se debe usar para la función UDF:

$$C_\mu = \frac{h \cdot U_{max}^2 \cdot \rho}{c \cdot U_\infty^2 \cdot \rho} \rightarrow U_{max} = \sqrt{\frac{C_\mu \cdot c \cdot U_\infty^2}{h}} = 30.15 \text{ m/s}$$

De modo que la función UDF será:

$$v(v, t) = 30.15 + 30.15 \cdot \sin(\omega \cdot t)$$

5.3 Estudio del desprendimiento de la capa límite

5.3.1 Resultados

Para estudiar el desprendimiento de la capa límite se extraen los resultados del esfuerzo cortante del FLUENT, y se localiza cuando este es prácticamente cero. Al tener valor nulo el cortante indica que ha habido un desprendimiento de la capa límite.

El gráfico del valor del esfuerzo cortante a lo largo de la cuerda, para un ángulo de ataque de 7° y para las distintas frecuencias que toma el oscilador se muestra en la fig.5-2.

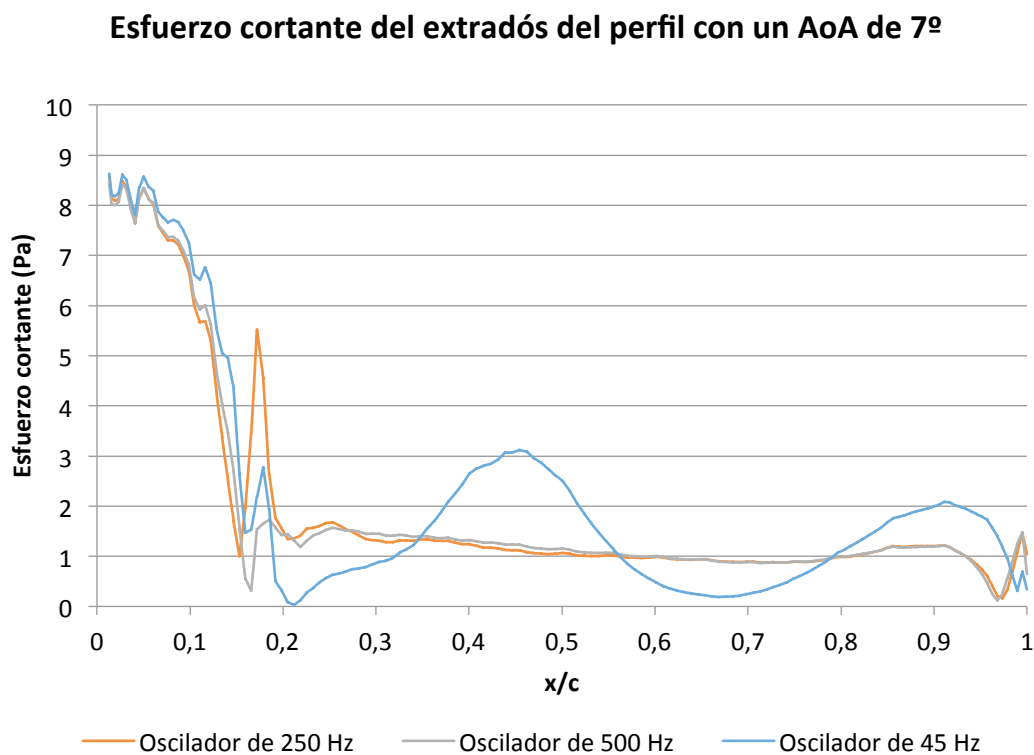


Fig. 5-2 Esfuerzo cortante del extradós del perfil con un ángulo de ataque de 7° de [Sallarès,2015]

Para facilitar la lectura del gráfico anterior se dan los valores exactos del punto de desprendimiento de la capa límite para un AoA de 7° en la tabla 5-1:

Frecuencia del oscilador fluido (Hz)	x/c
45	0,6688
250	0,9733
500	0,9678
0	0,8867

Tabla 5-1 Punto de desprendimiento de la capa límite con el perfil con 7° de ángulo de ataque y distintas frecuencias de [Sallarès, 2015]

Seguidamente se presentan los valores del esfuerzo cortante en el extradós del perfil con un ángulo de ataque de 12° (fig.5-3).

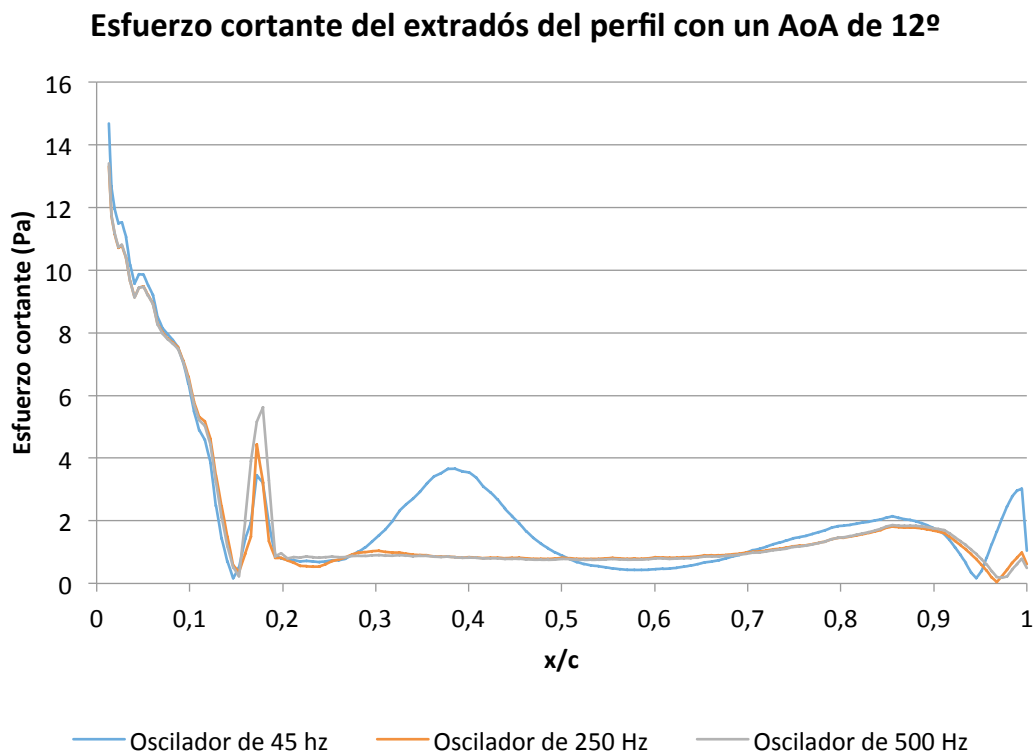


Fig.5-3 Esfuerzo cortante del extradós del perfil con un ángulo de ataque de 12°, de [Sallarès, 2015]

Se observa que en la fig.5-3 hay dos puntos en que el esfuerzo cortante es prácticamente cero:

- En el 17% de la cuerda; debido a la aplicación de la condición de contorno que simula el oscilador fluido.
- En el 95-97 % de la cuerda; el esfuerzo cortante tiende a cero, es el indicador de que la capa límite se desprende.

Se facilita en la tabla 5-2 los valores exactos del punto de desprendimiento de la capa límite para un perfil con un ángulo de ataque de 12°:

Frecuencia del oscilador fluídico (Hz)	x/c
45	0.945669
250	0.967819
500	0.97331
0	0.748528

Tabla 5-2 Punto de desprendimiento de la capa límite para un perfil con AoA de 12° y diversas frecuencias de [Sallarès, 2015]

5.3.2 Discusión

Tiene un comportamiento distinto la frecuencia de 45 Hz del oscilador, aplicada en un perfil con ángulo de ataque cercano al de la pérdida (12° AoA) y aplicado en un perfil con AoA de 7°.

Para la frecuencia de 45 Hz y con AoA de 7° no se logra mantener la capa límite adherida, la perturbación que se genera actúa creando una turbulencia tal que en vez de ayudar, perjudica al perfil haciéndole desprenderse mucho más rápido, al 67% .

Se resumen todos los datos anteriores con el gráfico de la fig.5-4 :

Desprendimiento de la capa límite con los dos ángulo de ataque según la frecuencia del oscilador fluídico

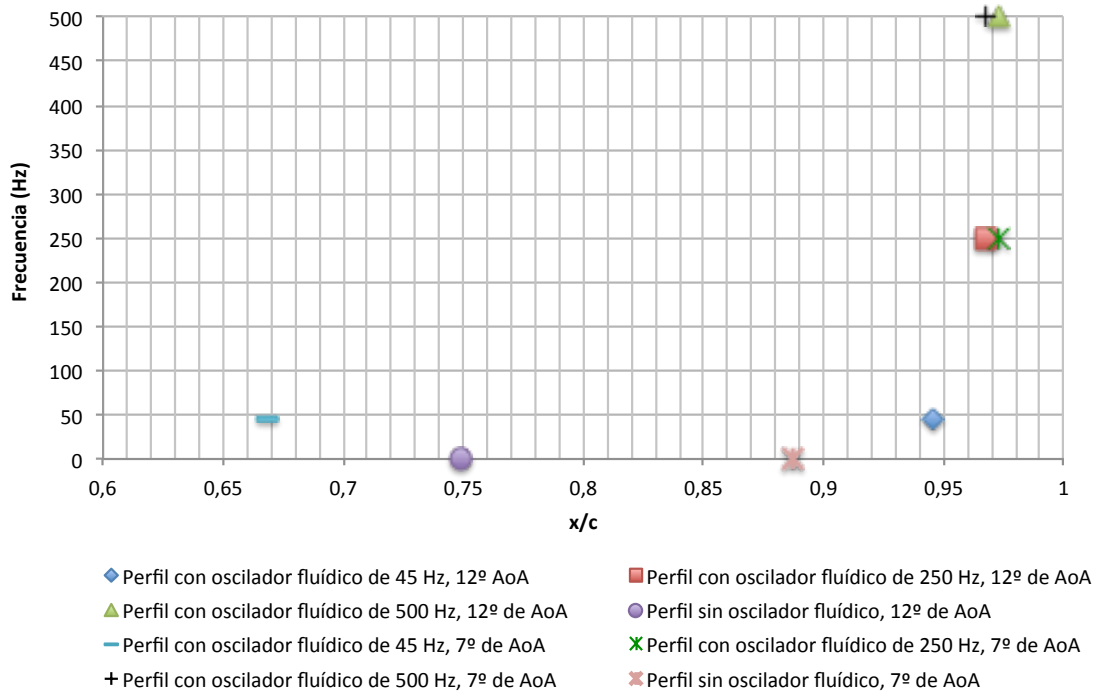


Fig. 5-4 Comparación del desprendimiento de la capa límite para los distintos ángulos de ataque y frecuencias de [Sallarès, 2015]

Se observa un retraso de un 20% - 25% del desprendimiento de la capa límite en todos los casos, excepto en cuando el perfil tiene un AoA de 7° y una frecuencia de 45 Hz.

El desprendimiento de la capa límite en el caso de ángulo de ataque de 7° y frecuencia de 45 Hz se lleva a cabo en el 67% de la cuerda, aunque la fig.5-2 muestra que el segundo valor de τ más cercano a cero pertenece al 98% de la cuerda. Es por ese motivo que en las simulaciones se visualiza una readherencia de la capa límite en el extradós. Aún así, el coeficiente de sustentación (ver apartado 5.7) nos comunica que el perfil deja de ser efectivo, ya que el Cl llega a reducirse hasta la mitad, con lo cual, aunque se readhiera, el punto real de desprendimiento es al 67% de la cuerda.

Un tema importante a tratar es el **cambio en el tipo de entrada en pérdida:**

El perfil NACA 4421 tiene por sus características una entrada en pérdida tipo A. Ahora bien, al aplicar el oscilador fluídico se crea una burbuja inestable (ver 5.5) donde se mezcla flujo turbulento con ciertas secciones de la capa límite desprendidas.

Por lo tanto aunque el perfil siguiera manteniendo el coeficiente de sustentación y la entrada en pérdida se retrasara, cuando llegara el punto que se desprendiera todo, el perfil no avisaría (entrada en pérdida tipo B por el borde de ataque). Con lo cual, por un lado se mejorarían las prestaciones de la aeronave, pero por el otro se perdería la entrada en pérdida suave característica de los perfiles gruesos.

5.4 Estudio del campo de presiones y del campo de vorticidades

5.4.1 Resultados

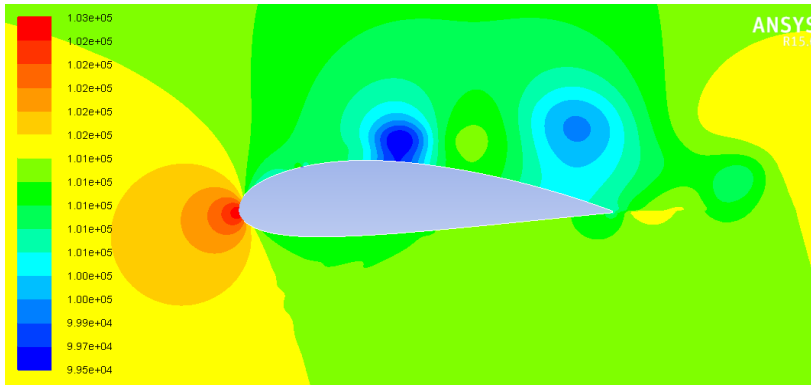


Fig. 5-5 Campo de presiones (en Pa) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 45 Hz .

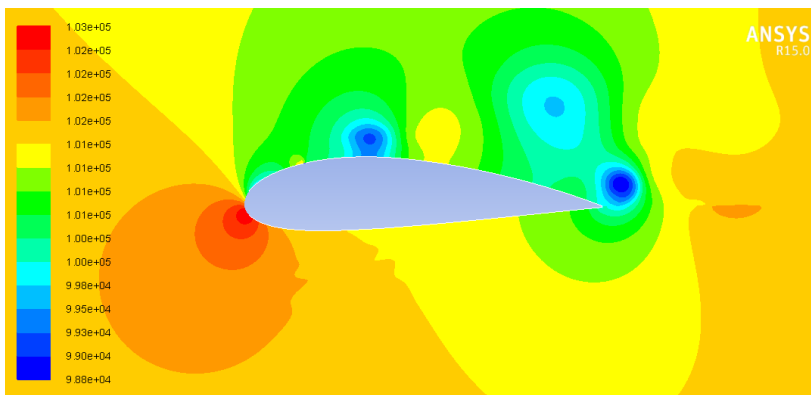


Fig. 5-6 Campo de presiones (en Pa) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 45 Hz .

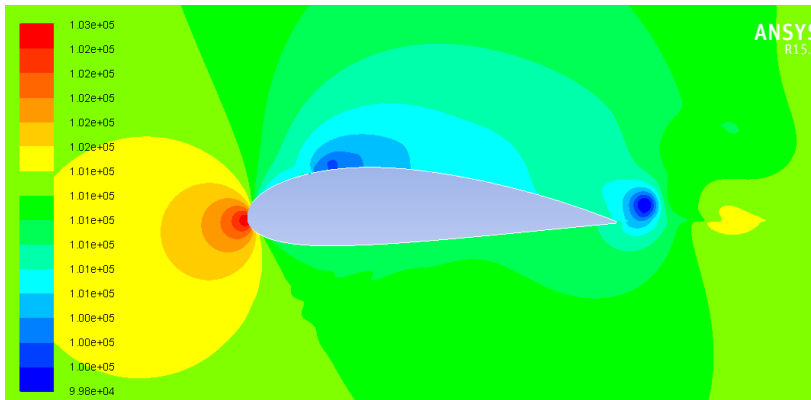


Fig. 5-7 Campo de presiones (en Pa) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 500 Hz .

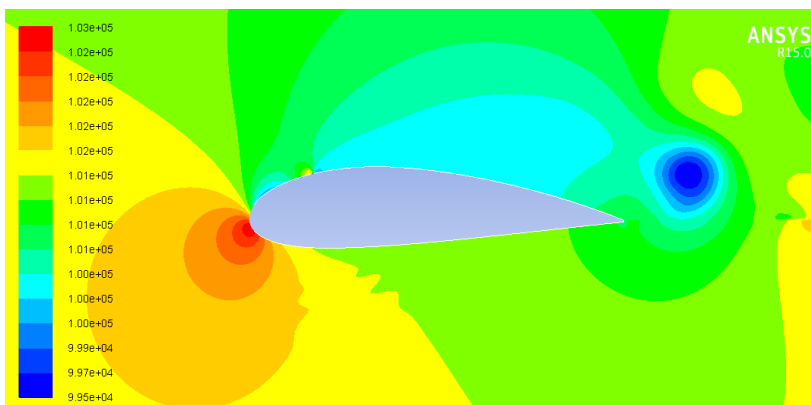


Fig. 5-8 Campo de presiones (en Pa) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 500 Hz .

5.5 Estudio del campo de vorticidades

5.5.1 Resultados

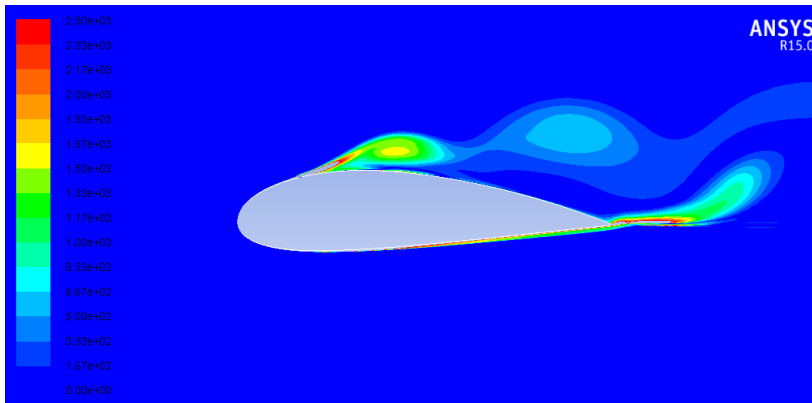


Fig. 5-9 Campo de vorticidades (en 1/s) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 45 Hz.

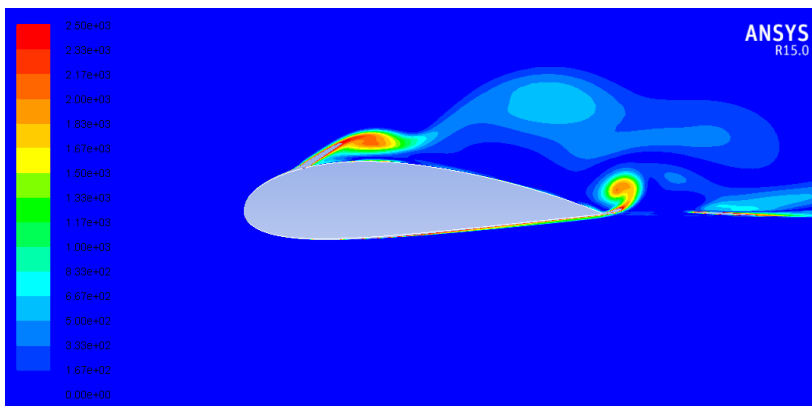


Fig. 5-10 Campo de vorticidades (en 1/s) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 45 Hz.

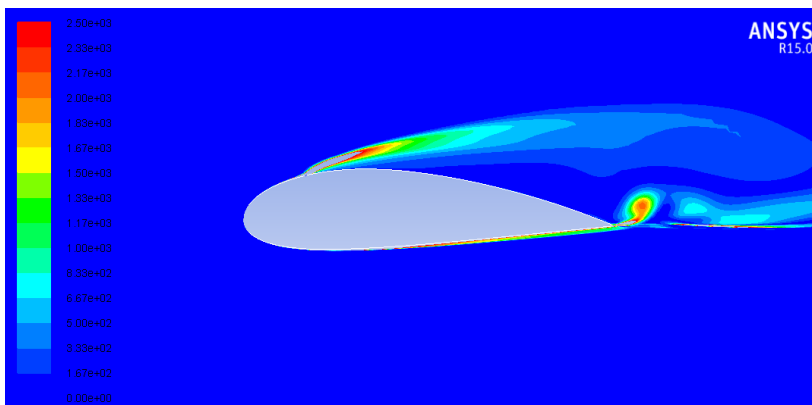


Fig. 5-11 Campo de vorticidades (en 1/s) del perfil con AoA de 7° y frecuencia de 500 Hz.

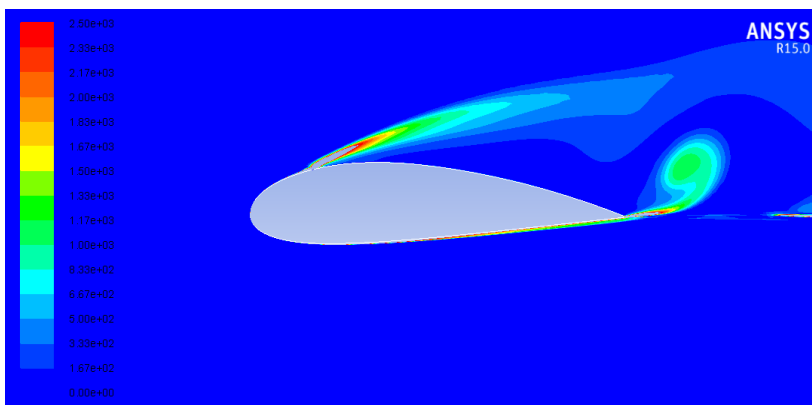


Fig. 5-12 Campo de vorticidades (en 1/s) del perfil con AoA de 12° y frecuencia de 500 Hz.

5.5.2 Discusión

El campo de vorticidades y el de presiones se complementan mutuamente, tal y como se ve si se relaciona la figura 5-5 con la 5-9 (e igual para todas las otras parejas).

La vorticidad es la magnitud física encargada de cuantificar la rotación de un fluido, por lo tanto el 17% de la cuerda y el borde de salida son las zonas donde esta magnitud debe ser mayor, ya que son los puntos donde el fluido sufre mayores modificaciones; ya sea por la inyección de un jet (realizada por el oscilador fluido) o por la geometría no afilada del borde de salida.

El flujo impulsado por el oscilador crea un efecto protector (de pantalla respecto al resto de campo fluido) y juntamente con la vorticidad en el borde de salida, permite crear esa inmensa burbuja que abarca desde el 17% hasta prácticamente la finalización del perfil.

En todas las figuras referentes al campo de vorticidades se observa como la inyección de cantidad de movimiento creada por el oscilador fluido genera unas turbulencias grandes, de manera que se expanden verticalmente y longitudinalmente, llegando casi a cubrir todo el perfil.

Estos hechos provocan que el aire desprendido a lo largo del extradós se quede enclaustrado entre estas dos estelas, de modo que se crea una re-adherencia tal y como se comentará más adelante.

Todo este cúmulo de hechos permiten el buen funcionamiento del oscilador fluido cuando el ángulo de ataques es de 12° , pero por el contrario, no beneficia al mismo perfil con ángulo de ataque de 7° , ya que como se observa en la fig.5-12 la vorticidad creada no es lo suficientemente grande para conseguir que el flujo turbulento se mantenga adherido.

5.6 Estudio del campo de velocidades

5.6.1 Resultados

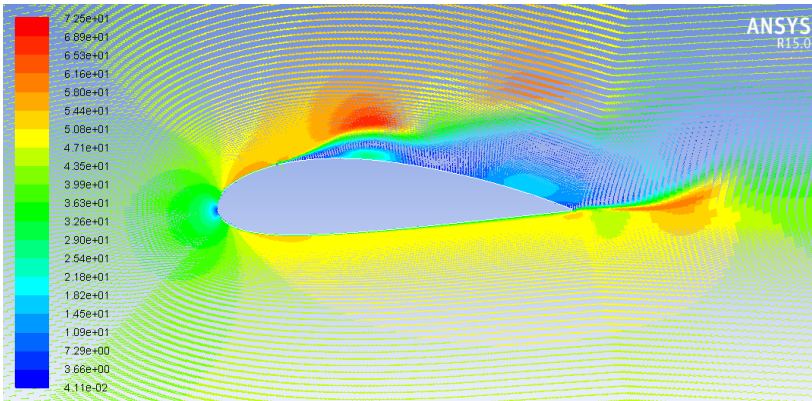


Fig. 5-13 Campo de velocidades del perfil (en m/s) con AoA de 7° y frecuencia de 45 Hz.

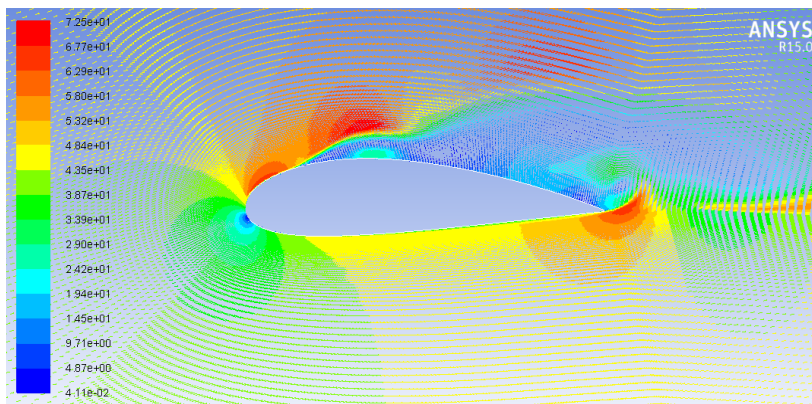


Fig. 5-14 Campo de velocidades del perfil (en m/s) con AoA de 12° y frecuencia de 45 Hz.

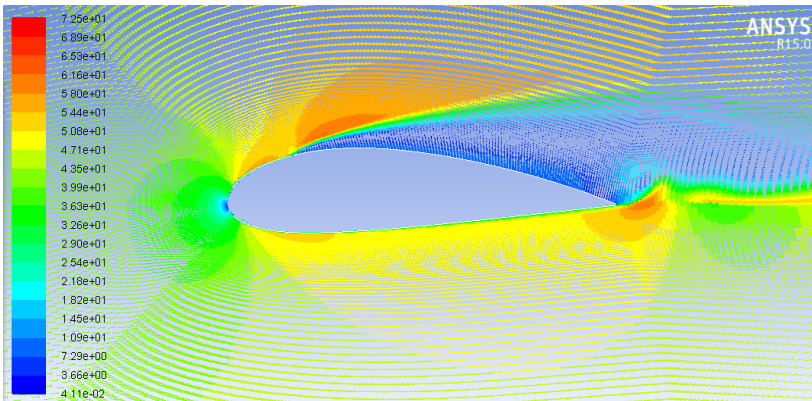


Fig. 5-15 Campo de velocidades del perfil (en m/s) con AoA de 7° y frecuencia de 500 Hz.

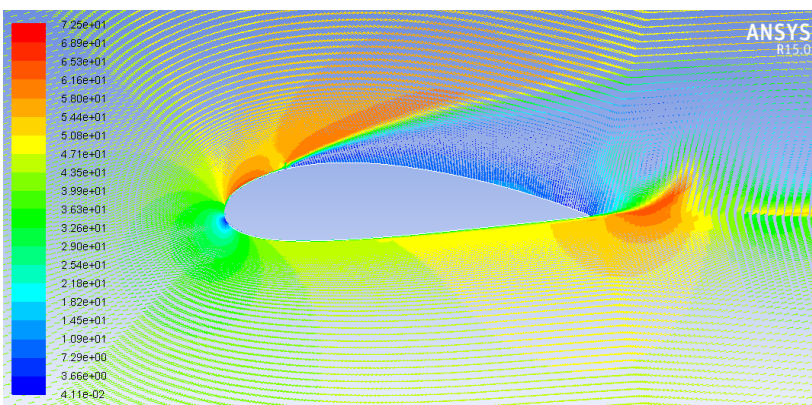


Fig. 5-16 Campo de velocidades del perfil (en m/s) con AoA de 12° y frecuencia de 500 Hz.

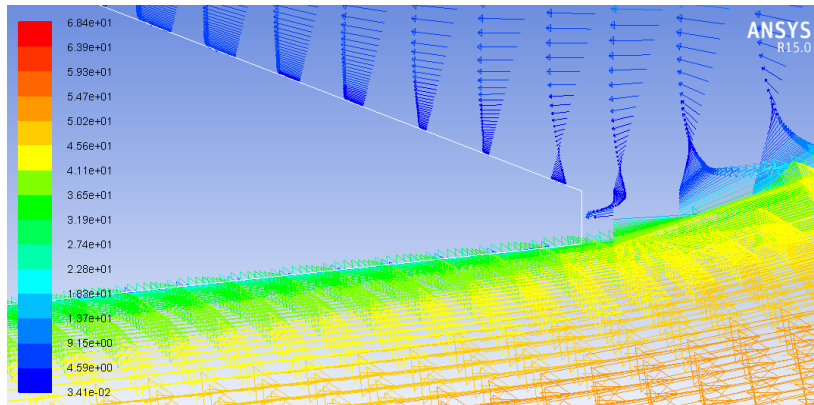


Fig. 5-17 Vista del campo vectorial de velocidades (m/s) donde se muestra el desprendimiento de la capa límite cerca del borde de salida

5.6.2 Discusión

Los campos de velocidades descrito en las figuras 5-13 , 5-14, 5-15 y 5-16 muestran en color azul las velocidades de menor magnitud y en rojo las de mayor valor (expresadas en m/s).

Se observa en todas las imágenes que los vectores azules son los que adquieren mayor presencia en el extradós del perfil (del 17% al 100% de la cuerda), y que por otro lado los rojos (o naranjas si la frecuencia es de 500 Hz) están presentes en el punto de inyección del jet.

Los vectores de menor magnitud tienen un perfil de velocidades invertido, es decir, su flecha apunta hacia el borde de ataque en vez de hacia el borde de salida. Esto es un indicio que afirma otra vez la existencia de una burbuja, que justo antes de llegar al borde de salida, causará la re-adherencia de la capa límite (fig.5-17).

5.7 Estudio del coeficiente de sustentación

Los coeficientes de sustentación del perfil con distintos ángulos de ataque y diferentes frecuencias son:

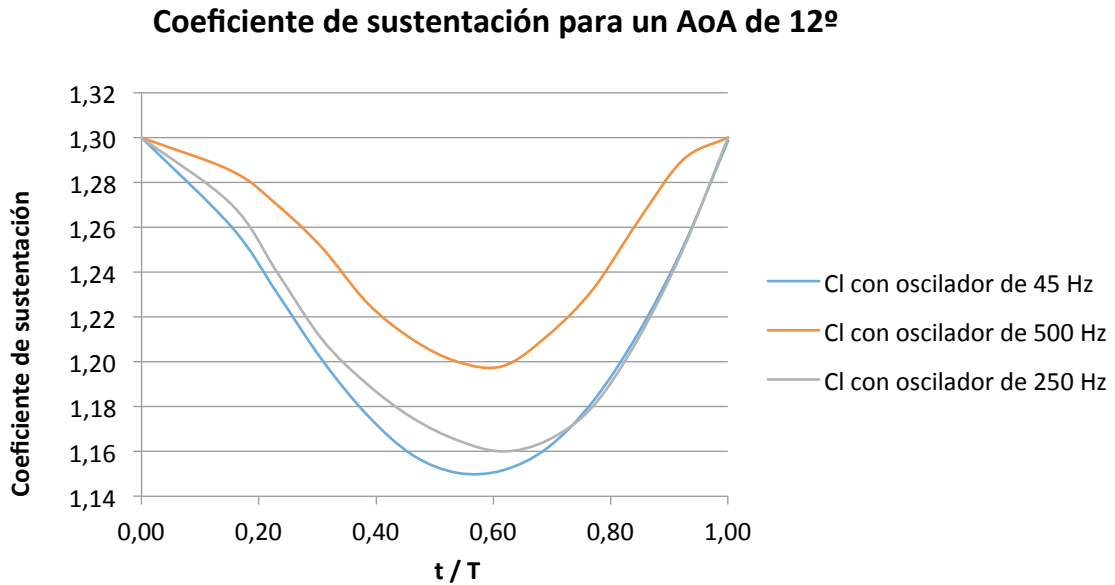


Fig. 5-18 Coeficiente de sustentación del perfil NACA 4421 con ángulo de ataque de 12° y oscilador fluido de diferentes frecuencias de [Sallarès,2015]

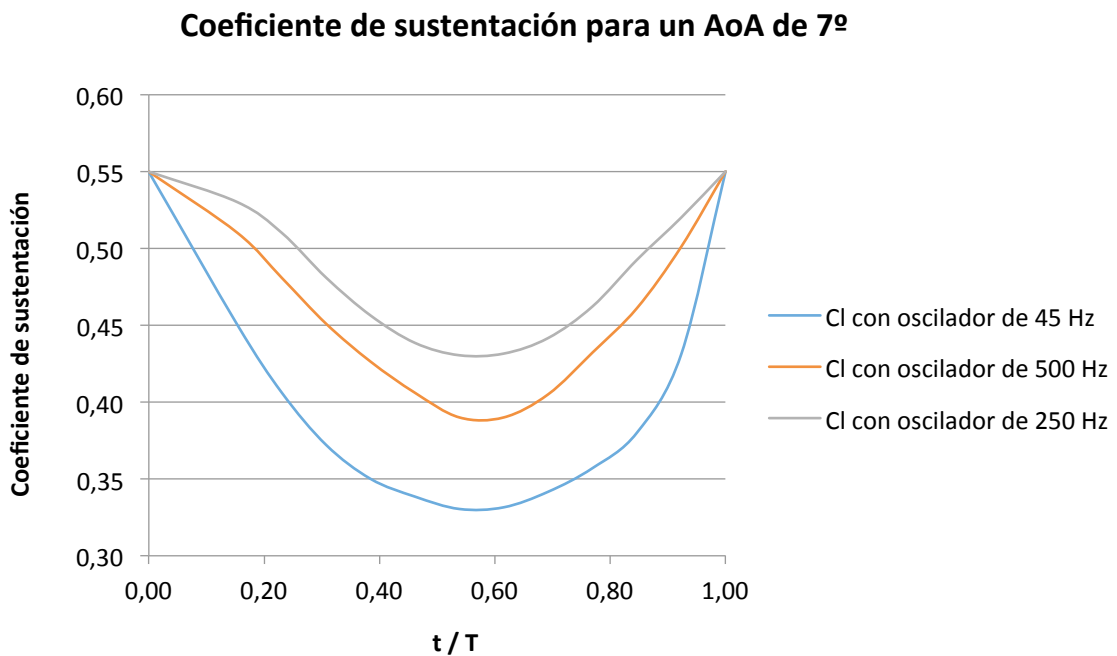


Fig. 5-19 Coeficiente de sustentación del perfil NACA 4421 con ángulo de ataque de 7° y oscilador fluido de diferentes frecuencias, de [Sallarès,2015]

Coeficiente de sustentación del perfil NACA 4421	
AoA de 12°	AoA de 7°
1'3202	1'0036

Tabla 5-3 Coeficientes del perfil NACA 4421 de [Sallarès, 2015]

El perfil con oscilador y ángulo de ataque de 12° mantiene, en todos los casos, el coeficiente de sustentación alrededor de 1'23 (ver fig.5-18).

Por el contrario el perfil con oscilador y ángulo de ataque de 7° sufre un descenso pronunciado del coeficiente de sustentación, llegando a valores alrededor de 0'47 (ver fig.5-19).

El descenso en el Cl del perfil con oscilador y ángulo de 7° es debido a la burbuja de recirculación que se crea, que en vez de ayudar a la readherencia de la capa límite, provoca un desprendimiento prematuro de esta.

Además contrastamos cualitativamente la disminución del coeficiente de sustentación del perfil con ángulo de ataque de 12° (con el oscilador fluídico colocado al 17% de la cuerda), con la disminución que sufre el Cl de un perfil NASA GA(W)-2 con un SJA aplicado en el 15% de la cuerda (estudio realizado por [Durrani et al, 2011]).

α	Baseline			SJA at 0.12c			SJA at 0.15c		
	C_l	C_d	C_m	C_l	C_d	C_m	C_l	C_d	C_m
16°	1.8246	0.0545	-0.0740	1.7727	0.0609	-0.0730	1.8039	0.0560	-0.0732
18°	1.7994	0.0790	-0.0692	1.7853	0.0877	-0.0757	1.7749	0.0820	-0.0702
20°	1.5338	0.1514	-0.0961	1.6532	0.1343	-0.0865	1.5543	0.1491	-0.0959
22°	1.1097	0.3220	-0.1650	1.5257	0.1930	-0.1115	1.1421	0.3141	-0.1625

Fig.5-20 Coeficientes aerodinámicos predecidos con CFD de un perfil NASA GA(W)-2 con la aplicación de un Synthetic Jet Actuator de [Durrani et al, 2011]

Tomando de la fig 5-20 el ángulo de 16° y el SJA al 15% de la cuerda se obtiene:

$$\Delta C_{l_{SJA}} = 1'8039 - 1'8246 = - 0'0207$$

$$\Delta C_{l_{Osc.Fluídico}} = 1'2700 - 1'3202 = - 0'0502$$

Las disminuciones se observa que son del mismo orden de magnitud.

Capítulo 6

6. Impacto medioambiental

6.1 ¿ Cómo influiría la aplicación a mayor escala de los osciladores fluídicos en el medioambiente ?

Como se deduce después de leer el proyecto, el uso de los osciladores fluídicos beneficiaría claramente al medioambiente. Se resume en el esquema mostrado a continuación, en él se relacionan tres de las ventajas principales de los osciladores fluídicos:



No se debe finalizar este apartado sin dar el peso apropiado a la característica *eco-friendly* del componente estudiado: el oscilador fluídico. Este no consume energía externa con lo cual si se demuestra que pueden controlar la capa límite del mismo modo que lo hacen los dispositivos hipersustentadores actuales, será un producto altamente beneficioso para todos.

Haciendo una retrospectiva en la historia de la aeronáutica se ve que la tendencia ha pasado de querer volar lo más rápido posible a intentar volar de la forma más eficiente que la aeronave permita.

El impacto medioambiental es tratado de forma muy explícita en el documento *Flightpath 2050: Europe's vision for aviation*, en él se marcan como objetivos para el sector aeronáutico de 2050:

- Las tecnologías y procedimientos disponibles en 2050 permitirán una reducción del 75% en las emisiones de CO₂ por pasajero y kilómetro, tal y como se marcaron los miembros del ATAG (Air Traffic Aviation Group) en el año 2000.
- Reducción del 90% en las emisiones de NOx.

- Reducción en un 65% de la emisión de ruido de las aeronaves.
- Las aeronaves serán diseñadas y fabricadas para ser reciclables.
- Uso en gran medida de los combustibles alternativos sostenibles.

A la vez, todos estos objetivos marcados por la *European Commission* se verán beneficiados por la aplicación de las actuales políticas en el sector de la fabricación (Manufuture 2020).

Por lo tanto, viendo el futuro que se aproxima, es de vital importancia apostar para dispositivos con tan buenas características medioambientales como son los osciladores fluídicos.

7. Presupuesto

La realización de este documento permite ser más conscientes de la inversión de tiempo y dinero que conlleva un estudio de tales características.

Se ha estimado que el coste final es de 8700 € aproximadamente. Para ver más detalle del presupuesto, dirigirse al documento BUDGET.

8. Conclusiones y trabajos futuros

8.1 Conclusiones

Finalmente se resumen las principales conclusiones que este estudio ha aportado:

- La aplicación del oscilador fluídico en todos los casos presentados (exceptuando el de AoA de 7° con una frecuencia de 45 Hz) beneficia el retraso del desprendimiento de la capa límite.
- El borde de salida no-afilado es una de las causas del comportamiento visualizado en el extradós del perfil; la creación de una mayor turbulencia y a la vez de la burbuja de recirculación influyen positiva (AoA de 12°) o negativamente (AoA de 7°) en la sustentación del perfil.
- El perfil NACA 4421 tiene una entrada en pérdida Tipo A.
La aplicación del oscilador fluídico que crea la burbuja de recirculación, que causaría el desprendimiento súbito de la capa límite, transforma el tipo de entrada en pérdida del perfil NACA 4421 en C.
- Comparando con los datos presentados en [Durrani, 2011], se obtienen valores de las diferencias de los coeficientes de sustentación sin/con los dispositivos (ya sean osciladores fluídicos o SJA) de la misma magnitud.

Basándonos en este presente estudio se concluye finalmente que los osciladores fluídicos benefician las prestaciones del perfil; retrasando el desprendimiento de la capa límite y manteniendo prácticamente el Cl. Pero a la vez también modifican el tipo de entrada en pérdida. Es por ese motivo que, según el comportamiento observado, no permiten actuar en un rango de velocidades muy extenso.

8.2 Trabajos futuros

Este estudio permite diferentes vías para seguir investigando. Una posible línea de investigación sería realizar el mismo caso pero en tres dimensiones. Por otro lado, lo que se propone es hacer la geometría, en dos dimensiones, del oscilador fluídico dibujada en el perfil NACA 4421 (mediante ICEM) y después simular en FLUENT.

Para ello se necesitará una malla más refinada, especialmente en el punto donde se colocará el oscilador fluídico (sería conveniente situarlo al 17% de la cuerda para así poder resaltar las similitudes y las diferencias con el presente estudio), y en vez de aplicar la condición de contorno (UDF) en el extradós del perfil tal y como se ha hecho en este estudio, se plantea hacer la geometría del oscilador dibujado en 2D, de modo que eso permitiría aplicar una condición de entrada en el oscilador (ver apartado 3.2) y estudiar como finalmente una vez salga del dispositivo, llegaría a interactuar con el fluido de la capa límite del perfil aerodinámico.

Por lo tanto, el objetivo de este futuro estudio sería explicar los fenómenos que ocurrirían justo en la interacción entre el fluido saliente del oscilador y el fluido que circula por el extradós del perfil.

A continuación se muestran las distintas tareas a tener en cuenta:

1. Conceptos de aerodinámica y mecánica de fluidos
 - 1.1 Estudio de perfiles. Descripción del perfil elegido
 - 1.2 Interacción entre el fluido exterior y el del oscilador
2. Conceptos básicos de mecánica de fluidos computacional
 - 2.1 Mallado
 - 2.2 Implementación del oscilador en el perfil mediante ICEM
 - 2.3 Refinamiento de la malla en el punto de aplicación
3. Simulación
 - 3.1 Comprobación de la operatividad de la simulación
 - 3.2 Simulación con distintas frecuencias
4. Análisis, discusión y presentación de resultados
5. Conclusiones
6. Redacción de la memoria escrita
7. Revisión de la memoria escrita
8. Preparación de la defensa

Tal y como se observa en las distintas tareas, en el futuro proyecto se pretende incluir:

- » Creación del perfil estudiado añadiéndole en ICEM el oscilador fluídico en 2D.
- » Simulación y comprobación del mallado graficando el coeficiente de sustentación vs. ángulo de ataque.
- » Refinamiento de la malla, especialmente en el punto de aplicación del oscilador fluídico.
- » Simulación del perfil en las condiciones de $Ma=0.13$, $Re=3 \cdot 10^6$ y frecuencias determinadas.
- » Análisis y discusión de los resultados obtenidos. Finalmente determinar las conclusiones del estudio.

Se ha planteado el diagrama de Gantt suponiendo que el estudio se llevaría a cabo por una persona con conocimientos previos de ICEM y FLUENT, y que el tiempo máximo de realización es un cuatrimestre.

En la página siguiente se facilita el Gantt para el estudio futuro planteado en el punto 8.2.

Calendario

ACTIVIDAD	PLAN	PLAN	REAL	REAL	PORCENTAJE COMPLETADO	SEMANA															
	INICIO	DURACIÓN	INICIO	DURACIÓN		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Estudio teórico de la interacción del fluido exterior y el del oscilador	1	3	0	0	0%																
Implementación en ICEM del oscilador en el perfil	2	3	0	0	0%																
Implementación de la geometría interna del oscilador	3	2	0	0	0%																
Refinamiento del mallaado inicial del perfil	5	3	0	0	0%																
Refinamiento de la malla en el punto de aplicación	7	2	0	0	0%																
Comprobación de la operatividad del mallaado	8	4	0	0	0%																
Simulación con FLUENT con Ma, Re y f2 determinados	10	3	0	0	0%																
Simulación con FLUENT con Ma, Re y f2 determinados	11	3	0	0	0%																
Análisis y discusiones	13	3	0	0	0%																
Redacción de la memoria*	1	15	0	0	0%																
Preparación de la defensa	17	1	0	0	0%																

INDICE DE SEMANAS

SEMANA 1	1ª semana de Octubre de 2014
SEMANA 2	2ª semana de Octubre de 2014
SEMANA 3	3ª semana de Octubre de 2014
SEMANA 4	4ª semana de Octubre de 2014
SEMANA 5	1ª semana de Noviembre de 2014
SEMANA 6	2ª semana de Noviembre de 2014
SEMANA 7	3ª semana de Noviembre de 2014
SEMANA 8	4ª semana de Noviembre de 2014
SEMANA 9	1ª semana de Diciembre de 2014
SEMANA 10	2ª semana de Diciembre de 2014
SEMANA 11	3ª semana de Diciembre de 2014
SEMANA 12	4ª semana de Diciembre de 2014
SEMANA 13	1ª semana de Enero de 2015
SEMANA 14	2ª semana de Enero de 2015
SEMANA 15	3ª semana de Enero de 2015
SEMANA 16	4ª semana de Enero de 2015

* Dentro del apartado de redacción de la memoria, se entiende que se irán redactando todos los contenidos realizados hasta la fecha.

Bibliografía

- [Abbott and Von Doenhoff, 1958] *Theory of wing section: Including a summary of airfoil data*, 1958.
- [AeroDynamics, 2003] *Micro AeroDynamics How Micro VGs Work*, 2003.
- [Anderson and Eberhardt, 2001] David F. Anderson and Scott Eberhardt *Understanding flight*, 2001.
- [Anderson J. , 1984] John D. Anderson, *Fundamentals of aerodynamics*, 1984.
- [ANSYS,2014] Tutorial de ANSYS
- [Arozarena, 2014] Mikel Ruiz Arozarena, *Estudio de osciladores fluidicos mediante mecánica de fluidos computacional*, 2014.
- [Belsterling,1990] power point osciladores fluidicos
- [cfd-online,2014] www.cfd-online.com, 2014.
- [Cully et al 2003] Dennis E.Culley and Michelle M.Bright, *Active flow separation control of a stator vane using a surface injection in a multistage compressor experiment*,2003.
- [Kirk, 2000] D.R.Kirk, *Power point of Aerodynamics and flight mechanics of the Mechanical and Aerospace Engineering Department Florida Institute of Technology*, 2000.
- [Durrani et al, 2011] Naveed Durrani and Basharat Ali Haider, *Study of Stall Delay over a Generic Airfoil using Synthetic Jet Actuator*, 2011 .
- [F.M White,2003] Frank M.White, *Mecánica de fluidos*, 2003.
- [FAA, 2004] FAA, *Airplane Flying Handbook*, 2004.
- [Guerrero,2015] *Trabajo final de Xavi Guerrero*, 2015.
- [Gul et al, 2014] An experimental study on active flow control using synthetic jet actuator over S809 airfoil,1990.
- [Hazen,2000] David C.Hazen, *Boundary-layer control*, Princeton University, 2000.
- [Houghton, 2013] E.L Houghton, *Aerodynamics for engineering students (6th edition)*, 2013.
- [Kutateladze, 1990] Kutateladze S.S, *Heat transper, mass transfer and turbulent boundary layers*, 1990.
- [Lin, 2002] John C. Lin *Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation*, 2002.
- [Lögdberg, 2006] Ola Lögdberg *VG and turbulent boundary layer separation control*, 2006.
- [Morris,1973] Morris, N.M. , *An introduction to Fluidic Logic*, 1973.
- [NASA,2014] geolab.larc.nasa/APPS/Yplus/
- [R.Whitford , 1987] Ray Whitford. *Design for air combat*, 1987.
- [Sahni et al, 2011] Onkar Sahni, Joshua Wood, Kenneth E.Jansen and Michael Amitay, *Three dimensional interaction between a finite-span synthetic jet and a crossflow*,2011.
- [Sallarès,2015] Mònica Sallarès Fité, *Estudio del efecto de los osciladores fluidicos sobre perfiles aerodinámicos mediante mecánica de fluidos computacional*, 2015 .
- [Sarmiento, 2014] Manuel Sarmiento Calderó, *Estudio de un oscilador fluidico mediante mecánica de fluidos computacional*, 2014 .
- [USAF and AMC, 2008] United States Air Force and Air Mobility Command, 2008.
- [Warren & Bowles, 1967] Multi-channel fluid elements
- [Washburn et al, 2002] *Snapshot of active flow control research at NASA Langely*, ,2002.
- [Zhang et al, 2008] Zhang PanFeng, Wang JinJu and Feng LiHao, *Review of zero-net-mass-flux jet and its application in separation flow control*.