

Evaluación del fenómeno del buffet mediante la utilización de cálculo numérico



Grado en Ingeniería Aeroespacial

Trabajo Fin de Grado

Autor:
Victor Manuel Sanchez Garcia
Tutor:
Pedro Manuel Quintero Igeño



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

Julio 2020

Evaluación del fenómeno del *buffet* mediante la utilización de cálculo numérico

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Autor:

Victor Manuel Sanchez Garcia

Tutor:

Pedro Manuel Quintero Igeño

Departamento de Máquinas y Motores Térmicos



Grado en Ingeniería Aeroespacial



VALÈNCIA, Julio 2020

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría agradecer a Pedro haberme dado la oportunidad de trabajar en este proyecto y dedicar parte de su tiempo en guiarme. También dar las gracias a mis compañeros de despacho que, a pesar de haber estado pocas semanas en él por las circunstancias, han dedicado desde la distancia su tiempo a ayudarme con las simulaciones; sin ellos todo esto hubiera sido imposible.

En segundo lugar, quiero agradecer a mis amigos. A los de toda la vida y, en especial, a los que se han ido sumando durante estos cuatro años. Gracias por marcar esta etapa de mi vida, por haberme hecho crecer como persona, por aguantarme en los peores momentos y por saber disfrutar de los mejores. Sin su apoyo incondicional todo esto hubiera sido mucho más difícil.

En último lugar, pero no menos importante, a mi familia. A los que están y a los que ya no. Si hay algo que no voy a olvidar nunca es de donde vengo. Pero, sobre todo, agradecer profundamente el sacrificio de mis padres por darme la educación que ellos no pudieron tener, aunque la mejor educación siempre serán los valores que me han transmitido.

A todos ellos, GRACIAS.

*Airplanes are beautiful dreams.
Engineers turn dreams into reality.*

Hayao Miyazaki

Preámbulo

Palabras clave

buffet, CFD, flujo transónico, onda de choque, *lock-in*, capa límite, interacción dinámica

Resumen [ES]

Durante el vuelo transónico de una aeronave ocurren determinados fenómenos que producen inestabilidades en el flujo causando la separación de la capa límite, siendo el *buffet* uno de ellos. El *buffet* es un fenómeno periódico oscilatorio inestable caracterizado por un movimiento de baja frecuencia y alta amplitud de una onda de choque sobre la superficie de un perfil alar. Este fenómeno depende únicamente de parámetros aerodinámicos como el número de Mach, el ángulo de incidencia o el número de Reynolds. Su aparición induce un complejo comportamiento autónomo e inestable de diferentes características de flujo que normalmente incluye la separación y la readhesión de la capa límite turbulenta en el pie de la onda de choque. Estas excitaciones armónicas en el flujo pueden dar lugar a una interacción dinámica con la propia estructura conocida como *buffeting*, produciéndose un acoplamiento entre la frecuencia estructural y la de *buffet*, poniendo en peligro la estabilidad e integridad de la aeronave.

En el siguiente documento se presenta un estudio numérico del *buffet* con el objetivo de entender la aparición y evolución de este fenómeno mediante simulaciones CFD en un perfil alar *NACA0012*. Asimismo, se tratará de caracterizar la respuesta aeroelástica del perfil a flujos transónicos en los que, en presencia de *buffet*, existe una interacción fluido-estructura. Este *buffeting* y sus efectos asociados, como el *lock-in*, serán modelados mediante un estudio aeroelástico con el perfil alar suspendido en un muelle a torsión con un único grado de libertad. Un estudio paramétrico permitirá observar su naturaleza y alcance, así como la forma de tratar de evitarlo.

Abstract [EN]

During aircraft transonic flights several phenomena which produce flow instabilities happens, possibly causing boundary layer separation, being *buffet* one of them. *Buffet* is a periodic unstable oscillatory phenomenon characterized by a low frequency and high amplitude shock-wave motion on the surface of an airfoil. This phenomenon depends only on aerodynamic parameters such as Mach number, angle of incidence or Reynolds number. Its onset induces a complex autonomous and unstable behaviour of different flow charac-

teristics that usually includes the separation and re-adhesion of the turbulent boundary layer at the foot of the shock-wave. The harmonic excitations in flow could result in a dynamic interaction with the structure known as *buffeting*, producing a coupling between the structural and *buffet* frequencies, jeopardizing the stability and integrity of the aircraft.

The following document presents a numerical study of *buffet* with the aim of understanding the onset and development of this phenomenon through CFD simulations in a *NACA0012*. Likewise, it will be characterized the aeroelastic response of the airfoil in transonic flows at *buffet* conditions with the existence of a fluid-structure interaction. This *buffeting* and its associated effects, such as the *lock-in*, will be modelled by means of an aeroelastic study with the airfoil suspended in a torsion spring with a single degree of freedom. A parametric study will allow us to observe his nature and scop, as well as how to try to avoid it.

Resum [CA]

Durant el vol transsònic d'una aeronau ocorren diversos fenòmens que produeixen inestabilitats en el flux causant la separació de la capa límit, sent el *buffet* un d'ells. El *buffet* és un fenomen periòdic, oscil·latori i inestable caracteritzat per un moviment de baixa freqüència i alta amplitud d'una ona de xoc sobre la superfície d'un perfil alar. Aquest fenomen depén únicament de paràmetres aerodinàmics com el nombre de Mach, l'angle d'incidència o el nombre de Reynolds. La seua aparició indueix un comportament complex, autònom i inestable del flux, que normalment inclueix la separació i readhesió de la capa límit turbulenta al peu de l'ona de xoc. Aquestes excitacions harmòniques en el flux donen lloc a una interacció dinàmica amb la mateixa estructura coneguda com a *buffeting*, produint-se un acoblament entre la freqüència estructural i la de *buffet*, ficant-se en perill l'estabilitat i integritat de l'aeronau.

En el següent document es presenta un estudi numèric del *buffet* amb l'objectiu d'entendre l'aparició i evolució del fenomen mitjançant simulacions CFD en un perfil alar *NACA0012*. Així mateix, es tractarà de caracteritzar la resposta aeroelàstica del perfil a fluxos transsònics en els quals, en presència del buffet, existeix una interacció fluid-estructura. Aquest *buffeting* i els seus efectes associats, com el *lock-in*, seran modelats mitjançant un estudi aeroelàstic amb el perfil alar suspés en un moll amb un únic grau de llibertat. Un estudi paramètric permetrà observar la seua naturalesa i abast, així com la forma de tractar d'evitar-ho.

Índice general

Índice de figuras	XIII
Índice de cuadros	XIV
1. INTRODUCCIÓN	2
1.1. Motivación	2
1.2. Introducción al <i>buffet</i>	2
1.3. Estructura y objetivos del estudio	3
2. MARCO TEÓRICO	6
2.1. FUNDAMENTOS AERODINÁMICOS	6
2.1.1. Conceptos generales	6
2.1.2. Vuelo transónico	7
2.1.3. Interacción entre onda de choque y capa límite	7
2.1.4. Descripción del <i>shock-buffet</i>	8
2.2. FUNDAMENTOS AEROELÁSTICOS	10
2.2.1. Aeroelasticidad	10
2.2.2. Principales fenómenos aeroelásticos	10
2.2.3. Bataneo o <i>buffeting</i>	11
3. ESTADO DEL ARTE	16
3.1. Aparición del bataneo	16
3.2. Primeros experimentos del <i>buffet</i> a velocidades transónicas	17
3.3. Descripción del comportamiento del flujo.	18
3.4. Comportamiento y propagación de la onda en el <i>buffet</i>	19
3.5. Estudios recientes	21
3.6. Condiciones de inicio del <i>buffet</i>	23
3.6.1. Inicio del buffet en el perfil <i>NACA0012</i>	24
4. METODOLOGÍA	27
4.1. Interacción dinámica	27
4.1.1. Introducción	27
4.1.2. Modelo aeroelástico	27
4.1.3. Parámetros adimensionales	28
4.1.4. Regiones de comportamiento dinámico del perfil	29
4.2. CFD y estrategia computacional	31
4.2.1. Introducción al CFD	31
4.2.2. Ecuaciones de gobierno de la mecánica de fluidos	31
4.2.3. Etapas del proceso CFD	32

4.2.4.	Discretización: Método de los volúmenes finitos (FVM)	33
4.2.5.	Modelado de la turbulencia	35
4.2.6.	Geometría	38
4.2.7.	Malla	39
5.	RESULTADOS	48
5.1.	Introducción	48
5.2.	Aparición del <i>buffet</i> - Estudio rígido	49
5.2.1.	Independencia del paso temporal e iteraciones internas	50
5.2.2.	Inicio y desaparición	52
5.2.3.	Condiciones de <i>buffet</i> desarrolladas	53
5.3.	Estudio de la interacción fluidoestructural	57
5.3.1.	Elección de malla	57
5.3.2.	Comportamiento dinámico y estudio de la rigidez	59
5.3.3.	Efecto de la relación de masa	67
5.3.4.	Efecto del amortiguamiento estructural	69
6.	Conclusiones y futuros trabajos	72
7.	Pliego de condiciones y presupuesto	75
7.1.	Pliego de condiciones	75
7.1.1.	Condiciones del lugar de trabajo	75
7.1.2.	Condiciones de los equipos informáticos	78
7.2.	Presupuesto	79
7.2.1.	Recursos bibliográficos	79
7.2.2.	Mano de obra	79
7.2.3.	Infraestructura y material	80
7.2.4.	Licencias de Software	80
7.2.5.	Coste total	80
	Nomenclatura	83
	Bibliografía	86

Índice de figuras

2.1.	Representación simplificada del vuelo transónico	7
2.2.	Tipos de interacción onda de choque y capa límite	8
2.3.	Tipos de oscilaciones de onda de choque observadas por Tijdeman [5]	9
2.4.	Triángulo de Collar [6]	10
2.5.	Representación del M_∞ frente al C_L [6]	13
3.1.	Modelo de la oscilación de onda autosostenida [16]	20
3.2.	Resultados de los experimentos de McDevitt y Okuno [13]	24
3.3.	Efecto de histéresis por la variación del Mach [9]	25
4.1.	Esquema aeroelástico de 1 grado de libertad del NACA0012 [24].	28
4.2.	Etapas del CFD	34
4.3.	Subcapas presentes en la ley de la pared	38
4.4.	Dominio simplificado (no a escala)	39
4.5.	Geometrías 3D de mado	40
4.6.	Tipos de malla según el orden	41
4.7.	Malla completa en todo el dominio	43
4.8.	Malla <i>overset</i>	44
4.9.	Parámetros de calidad de malla	45
5.1.	Independencia del paso temporal	50
5.2.	Independencia de las iteraciones internas	51
5.3.	Frecuencia del número de Courant	52
5.4.	M en condiciones de inicio (izquierda) y desaparición (derecha) del <i>buffet</i>	52
5.5.	C_p en condiciones de inicio y desaparición del <i>buffet</i>	53
5.6.	Representación del Mach en el ciclo de <i>buffet</i>	54
5.7.	Coefficiente de sustentación en el ciclo <i>buffet</i>	54
5.8.	Evolución del coeficiente de presiones en el viaje aguas arriba	56
5.9.	Evolución del coeficiente de sustentación	56
5.10.	Evolución del coeficiente de sustentación para las tres mallas	58
5.11.	Evolución del cabeceo para las tres mallas	58
5.12.	C_L y θ para condiciones anteriores a LCO. Rigideces $k^* = 1,4$ (izquierda) y $k^* = 2,5$ (derecha).	60
5.13.	Evolución del CM y su espectro de frecuencia para distintas k^*	61
5.14.	Evolución de θ y CM en condiciones LCO	61
5.15.	Evolución de los parámetros en la región de <i>lock-in</i>	63
5.16.	Evolución del CM y su contenido en frecuencia en la región de <i>lock-in</i>	64
5.17.	C_L y θ para rigideces $k^* = 22$ (izquierda) y $k^* = 24,75$ (derecha).	65
5.18.	Evolución del CM y su espectro de frecuencia	66

5.19. Evolución de la respuesta del sistema ante una masa variable con $k^* = 13,75$	68
5.20. Evolución de la respuesta del sistema ante la inclusión de amortiguamiento estructural con $k^* = 13,75$ y $\mu = 100$	69

Índice de cuadros

4.1. Términos de las ecuaciones de conservación	32
4.2. Condiciones de contorno en cada uno de los límites	38
4.3. Comparación de los coeficientes 2D para diferentes ángulos de ataque en las 3 mallas utilizadas.	46
5.1. Condiciones del fenómeno de <i>buffet</i> en el perfil NACA0012	48

1 | INTRODUCCIÓN

1.1. Motivación

El presente Trabajo Final de Grado presenta un estudio numérico del fenómeno aer-elástico del *buffet*. Entender y predecir un fenómeno como este en un perfil alar permite evitar las posibles inestabilidades mecánicas que genera.

La motivación de este documento es la posibilidad de realizar un estudio de interacción fluido estructura utilizando herramientas CFD. En el *Departamento de máquinas y motores térmicos* cuentan con un profundo trabajo en problemas de este tipo, pero estos estudios no han sido aplicados a fenómenos como el planteado, de ahí la razón principal del estudio de *buffet*.

Al tratarse de un suceso del que no es común realizar amplios estudios y que cuenta con diversas formulaciones dependiendo del autor es necesario realizar una reseña histórica de la evolución de los avances en este campo con la finalidad de conocer mejor este fenómeno .

De esta forma con el objetivo de obtener el Grado de Ingeniería Aeroespacial se lleva a cabo un proyecto donde se utilizan conceptos y metodologías adquiridas, ampliando conocimientos sobre inestabilidades dinámicas en un perfil alar, instruyéndose en el uso de herramientas de cálculo numérico y demostrando las capacidades alcanzadas durante esta etapa académica.

1.2. Introducción al *buffet*

El *buffet* es un fenómeno periódico oscilatorio inestable caracterizado por un movimiento de baja frecuencia y alta amplitud de una onda de choque sobre la superficie de un perfil alar. Este fenómeno depende de parámetros aerodinámicos como el número de Mach, el ángulo de incidencia o el número de Reynolds (sección 2.1.1). El fenómeno induce un complejo acoplamiento inestable de diferentes características de flujo que normalmente incluye la separación y la readhesión de la capa límite turbulenta en el pie de la onda de choque.

En la mayor parte de la literatura ([1],[2],[3]), el *buffet* es considerado como un fenómeno exclusivamente aerodinámico, que aparece sin necesidad de considerar las propiedades multifísicas del fluido, y el sólido no está unido a ningún comportamiento estructural. En condiciones transónicas, la interacción de la onda de choque y la capa límite genera una oscilación de la onda de choque y, en consecuencia, de las fuerzas aerodinámicas. En

un perfil alar sometido a condiciones de flujo transónico con aparición de *buffet* puede producirse un acoplamiento con la estructura conocido como *buffeting*, un fenómeno aeroelástico que induce vibraciones en la estructura de la aeronave.

Desde que se descubrió el *buffet*, el tema principal de la mayoría de los estudios experimentales, teóricos y numéricos ha sido entender la física que define este fenómeno y su aparición. A lo largo de las últimas décadas han habido grandes progresos en este tema, sin embargo, los mecanismos reales que desencadenan el *buffet* y que hacen posible el movimiento autosostenido aún no se comprenden completamente.

El ciclo del *buffet* es de similar naturaleza para la gran mayoría de perfiles alares, debido a que su aparición es originada por la interacción inestable de la onda de choque con la burbuja de separación [2].

Los resultados de la simulación permitirán observar cómo el *buffet* no está relacionado únicamente con el estallido de la burbuja de separación de detrás de la onda, sino que se postula como un fenómeno de inestabilidad transónica que precede a la entrada en pérdida y que depende de la intensidad de la onda de choque y su posición.

Una consecuencia directa de este fenómeno, es cuando se produce una interacción dinámica con la estructura, provocando oscilaciones en el perfil alar y poniendo en peligro la estabilidad de la aeronave o el sistema. El perfil puede vibrar armónicamente conducido por la frecuencia del *buffet*, pero en ciertas condiciones esta oscilación induce al perfil a alcanzar una frecuencia cercana a la resonancia, haciendo que la amplitud del movimiento crezca con el tiempo.

Este fenómeno denominado como *lock-in* será también objeto de estudio, para poder describir cómo se produce, entender su naturaleza e influencia sobre el movimiento oscilatorio del perfil, y determinar que parámetros permiten atenuarlo volviendo a recuperar la estabilidad del sistema y así evitar una posible falla estructural.

1.3. Estructura y objetivos del estudio

El objetivo principal del trabajo la evaluación del *buffet* y sus consecuencias principales utilizando la mecánica de fluidos computacional. Para ello, primero se expondrán unos fundamentos teóricos de las ciencias que envuelven tanto al propio fenómeno como a la mecánica de fluidos computacional, y de esta forma contar con un conocimiento general del fenómeno y seleccionar apropiadamente las condiciones del estudio a realizar.

De esta forma, en el proyecto se presenta con la siguiente estructura. Primeramente, en el capítulo 2, se explicarán conceptos generales y teóricos necesarios para conocer en que situaciones se puede producir este fenómeno y cuales son las variables que intervienen o afectan en la formación y desarrollo del mismo. Se lleva a cabo tanto un enfoque aerodinámico para describir el *buffet*, como un enfoque aeroelástico donde se definirá el *buffeting* como un fenómeno dinámico, describiendo los diferentes tipos que existen y las condiciones en las que se puede dar, así como posibles mejores que adoptan las aeronaves para evitarlo o atenuarlo.

Más adelante, en el capítulo 3, se analizará como ha ido evolucionando la descripción del fenómeno del *buffet* desde su primera aparición en forma de *buffeting* hasta estudios recientes. De tal manera, se ha realizado de forma aproximadamente cronológica un repaso de la evolución de este fenómeno, reseñando los avances más sonados y que han repercutido a favor de la comprensión del mismo. De esta forma, quedan claros todos los mecanismos que influyen en el *buffet*, en particular para un perfil *NACA0012*, así como sus condiciones de inicio.

Seguidamente, en el capítulo 4, se expone la metodología empleada en el estudio, tanto la correspondiente con el modelado aeroelástico necesario par estudiar la interacción dinámica que se produce entre fluido y estructura, como los fundamentos y bases de la mecánica de fluidos computacional y la selección de los parámetros y modelos CFD para una simulación acorde a la realidad. Respecto a la interacción dinámica se verá que existen diferentes comportamientos de la respuesta dependiendo de los parámetros utilizados como el fenómeno de *lock-in*. Además se presentarán las características más relevantes del proceso CFD y las condiciones de simulación seleccionadas.

Por último, en el capítulo 5, se presentan los resultados obtenidos del estudio computacional realizado. Se realiza en primer lugar un estudio de un perfil completamente rígido para observar la aparición del *buffet* y sus características principales en condiciones estáticas, es decir, con el perfil completamente rígido. En segundo lugar, con la formulación aeroelástica del problema se procede al estudio dinámico del perfil.

Finalmente, se presentan las conclusiones principales obtenidas del estudio y posible futuras mejoras que han quedado fuera del su alcance.

Por otro lado, los objetivos principales del estudio son:

- Entender la naturaleza del fenómeno del *buffet*.
- Conocer tanto los fundamentos teóricos, origen y antecedentes de este fenómeno.
- Profundizar en el uso de CFD para el tratamiento de problemas aerodinámicos.
- Observar el fenómeno mediante el uso de simulaciones numéricas no estacionarias.
- Realizar un análisis aeroelástico mediante el uso de CFD.
- Usar herramientas CFD como la *overset mesh* para tratar problemas DFBI.
- Ser capaz de identificar cuando y como se producen inestabilidades como el *lock-in* o LCO.
- Determinar la influencia de parámetros relevantes en el comportamiento dinámico
- Conocer como evitar inestabilidades que afecten al vuelo transónico.
- Ampliar conocimientos y habilidades adquiridos en el Grado de Ingeniería Aeroespacial.

2 | MARCO TEÓRICO

En este capítulo se tratarán de explicar los conceptos generales necesarios para entender la naturaleza del *buffet* que irán apareciendo a lo largo del proyecto. Se repasarán tanto los fundamentos aerodinámicos implicados en este fenómeno, como los fundamentos aeroelásticos para comprender en qué condiciones puede aparecer el *buffeting* y como evitarlo.

2.1. FUNDAMENTOS AERODINÁMICOS

2.1.1. Conceptos generales

A continuación, se presentan brevemente una serie de conceptos aerodinámicos generales, o números adimensionales que aparecerán frecuentemente en los siguientes capítulos:

- **Número de Mach (M):** número adimensional definido como el cociente entre la velocidad del flujo (V) y la velocidad local del sonido en el fluido (a). $\Rightarrow M = \frac{V}{a}$
- **Número de Reynolds (Re):** relación adimensional entre las fuerzas inerciales (o convectivas) y las fuerzas viscosas presentes en un fluido, que caracteriza su movimiento. $\Rightarrow Re = \frac{\rho V L_c}{\mu}$
- **Coefficiente de presión:** número adimensional que describe la presión relativa a través de un campo de flujo. $\Rightarrow C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$
- **Onda de choque:** onda de presión que viaja más rápido que la velocidad del sonido en el mismo medio por el cual se propaga la onda, y que a través de diversos fenómenos produce diferencias de presión extremas y aumento de la temperatura.
- **Flujo turbulento:** movimiento de un fluido de forma fluctuante, desordenada y caótica caracterizado por su irregularidad, difusividad y disipación, que suele darse a altos números de Reynolds.
- **Capa límite:** zona donde el movimiento de un fluido es perturbado por la presencia de un sólido con el que está en contacto.
- **Capa de cortadura:** región de flujo en la que existen altos gradientes de velocidad. Las velocidades a ambos lados de la superficie de separación son muy diferentes, dando lugar una región delgada donde la velocidad varía bruscamente.
- **Región de recirculación:** la recirculación es una condición específica en la que el flujo se separa de un cuerpo creando un área de baja presión inmediatamente aguas abajo que succiona el fluido devolviéndolo a la región del flujo principal teniendo como resultado la creación un vórtice o par de vórtices circulantes.

- **Burbuja de separación:** su formación implica el inicio de la separación del flujo en una capa límite laminar adherida debido a un gradiente de presión adverso. Estas burbujas modifican la forma efectiva del perfil aerodinámico.

2.1.2. Vuelo transónico

Una aeronave se encuentra en régimen transónico cuando vuela a números de Mach en los que aparecen regiones de flujo con velocidades superiores a la del sonido. Se trata de un rango de velocidades comprendidas entre que se supera esa velocidad en cualquier punto local de la geometría del cuerpo (M_{crit}) y la velocidad a la que aparece una onda de choque delante del cuerpo, un rango que varía aproximadamente de $0,7 < M_\infty < 1,2$.

Las aeronaves modernas de transporte se caracterizan por volar típicamente en un régimen transónico con algunas particularidades. Su punto de diseño se sitúa en este régimen, ya que supone la forma más eficiente de realizar vuelos de rango elevado. De este modo en el flujo transónico coexisten velocidades subsónicas, como las del flujo libre (M_∞); y supersónicas, dependiendo del perfil aerodinámico.

Existen regiones de flujo supersónico presentes en el vuelo transónico ($M_\infty > M_{crit}$) cuando las moléculas de aire desplazadas por la estructura de la aeronave, son arrastradas y aceleradas a velocidades superiores a la velocidad local del sonido. Las regiones de flujo supersónico más prominentes se desarrollan en la superficie superior del ala (extradós). Estas regiones de flujo supersónico terminan en ondas de choque a través de las cuales el flujo es desacelerado de nuevo a régimen subsónico. Si la fuerza de este choque, medida a través de la cantidad de desaceleración a través del mismo, es sustancial, llegan a surgir interacciones onda de choque - capa límite (*SWBLI*) dando lugar a fenómenos como una separación inducida por el choque, existencia de inestabilidades como *buffet* o a una entrada en pérdida de la aeronave. Las regiones de flujo que intervienen en el vuelo transónico se representan de forma simplificada en la figura 2.1.

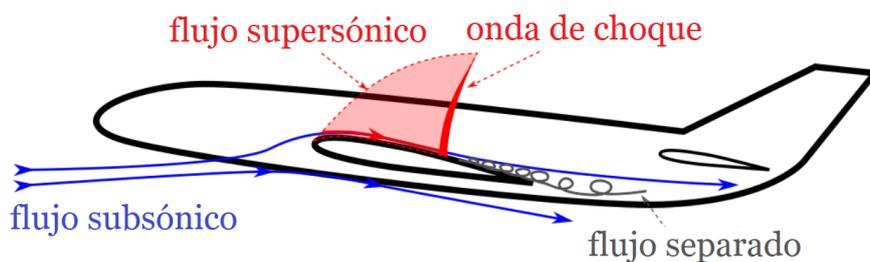


Figura 2.1: Representación simplificada del vuelo transónico

2.1.3. Interacción entre onda de choque y capa límite

Como se ha comentado, la presencia de la onda de choque en el vuelo transónico puede dar lugar a una interacción compleja entre la onda de choque y la capa límite (*SWBLI*). Existen tres tipos de interacciones identificadas por Mundell y Mabey [4] que son representadas en la figura 2.2.

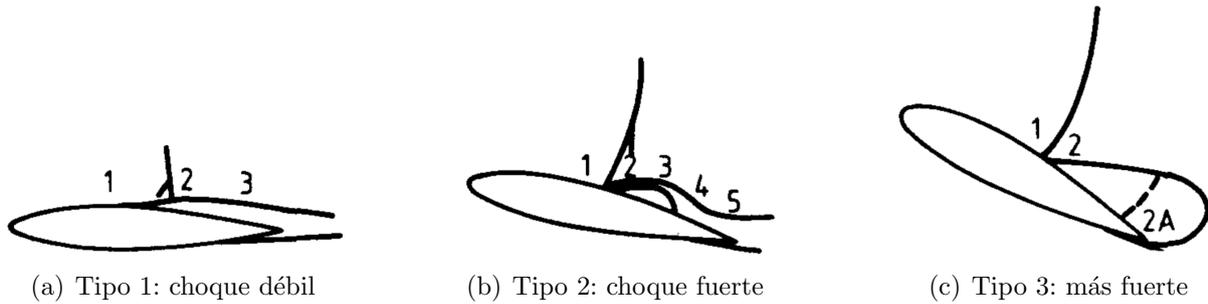


Figura 2.2: Tipos de interacción onda de choque y capa límite

La interacción *Tipo 1* se caracteriza por un choque débil a través del cual la capa límite se enfrenta a gradientes adversos de presión. Como resultado, hay un engrosamiento de la capa límite aguas abajo de la onda de choque, y no llega a existir separación completa, es decir, el flujo se vuelve a adherir. Mundell y Mabey recogieron datos de presión no estacionarios para encontrar todo tipo de inestabilidades en el flujo. Para este tipo solo encontraron pequeñas fluctuaciones en el pie de la onda de choque (2), y la presión permanecía constante aguas arriba y en la zona con la capa límite efectiva engrosada.

Con un aumento de la velocidad, del ángulo de ataque o de ambos, la onda de choque crece. Entonces, la separación puede aparecer en el pie de la onda de choque como se observa en el *Tipo 2*. Cerca del impacto de la onda de choque (2) existen fluctuaciones de baja frecuencia y aparecen las fluctuaciones de alta frecuencia en la burbuja de separación (3).

Con un mayor incremento del M o α aparecen ondas de choques que conllevan la separación total de la capa límite, como se observa en el *Tipo 3*. Esta interacción se caracteriza por ser no estacionaria y tener fluctuaciones de una gran amplitud y baja frecuencia en la separación de la capa límite (2). Además, algunas fluctuaciones de alta frecuencia pueden estar presentes cerca del borde de fuga (2A).

2.1.4. Descripción del *shock-buffet*

El fenómeno denominado como *buffet* se produce cuando existe una interacción *Tipo 3* entre onda de choque y capa límite. La aparición de este fenómeno en estas condiciones es comúnmente conocido como *shock-buffet*, ya que el fenómeno de *buffet* también puede aparecer a bajas velocidades como se verá en la sección 2.2.3. De ahora en adelante siempre que se refiera al *buffet* corresponderá con el caracterizado por ser un fenómeno no estacionario en régimen transitorio con oscilaciones de onda de choque periódicas y autosostenidas. Su aparición o inicio depende de la geometría del perfil alar y de unas condiciones específicas de vuelo que dependen del M , α y la sustentación (C_L).

El *buffet* está típicamente caracterizado por bajas frecuencias, dentro del rango del número de Strouhal entre 0.1 y 0.6 ($St = f \cdot c / U_\infty$). En un ciclo de *buffet* la onda de choque puede recorrer una distancia significativa, haciendo que en la dinámica de la *SWBLI* se produzcan separaciones y adhesiones en la capa límite.

Aunque la descripción del *buffet* es puramente aerodinámica, conduce a vibraciones estructurales como las que caracterizan el *buffeting* (como será comentado en la sección 2.2.3), afectando al confort de los pasajeros y la integridad estructural de la aeronave. Por tanto, para los fabricantes de aeronaves identificar el inicio de este fenómeno y los límites hasta donde es admisible es crucial desde el punto de vista del diseño.

Las oscilaciones que se originan con el fenómeno del *buffet* se pueden clasificar en tres tipos. Esta clasificación es similar a las observadas en los estudios realizados por Tijdeman [5] en un perfil alar con alerones, observados en la figura 2.3.

- **Tipo A:** caracterizada por una oscilación prácticamente sinusoidal y amplitudes pequeñas. Las ondas de choque en extradós e intradós oscilan en antifase. La onda de choque crece cuando se mueve aguas arriba, alcanzando un máximo, y decrece conforme avanza aguas abajo, llegando a un mínimo.
- **Tipo B:** ocurre a una velocidad transónica ligeramente menor y está en fase con la deflexión del flap. El movimiento de choque deja de ser sinusoidal. Justo después de llegar a la posición más aguas arriba, la onda de choque desaparece mientras avanza aguas abajo hasta reaparecer en la posición más lejana aguas abajo. De nuevo, la onda de choque es máxima aguas arriba.
- **Tipo C:** a velocidad menor. Pequeñas ondas aparecen cuando se produce una deflexión del flap grande. Éstas se fusionan en una onda de choque que se propaga aguas arriba desde el borde de fuga llegando hasta el borde de ataque del perfil donde se desvanecen.

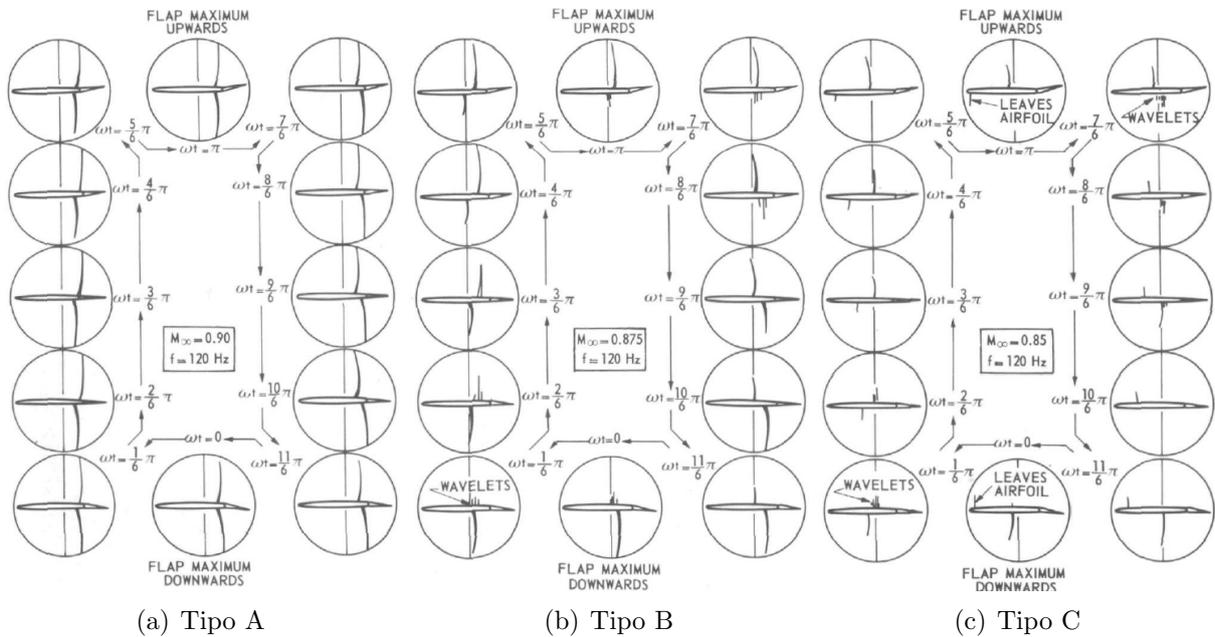


Figura 2.3: Tipos de oscilaciones de onda de choque observadas por Tijdeman [5]

2.2. FUNDAMENTOS AEROELÁSTICOS

2.2.1. Aeroelasticidad

La aeroelasticidad es la ciencia que estudia el comportamiento de un vehículo elástico en movimiento relativo respecto de un fluido, siendo de gran importancia la interacción entre la deformación del cuerpo y las fuerzas ejercidas por el fluido sobre el cuerpo. Sus aplicaciones se incluyen en el diseño de aviones, helicópteros, misiles, puentes, líneas de transmisión, chimeneas, etc.

Existen numerosas definiciones del concepto aeroelasticidad. Se sabe que es la ciencia que estudia la interacción entre las fuerzas inerciales, elásticas y aerodinámicas, siendo además la rama de la mecánica aplicada que estudia la respuesta de un sistema flexible en presencia de una corriente de aire. Fue definida por Arthur Collar como la interacción mutua que ocurre dentro del triángulo formado por las fuerzas inerciales (I), elásticas (E) y aerodinámicas (A), que actúan sobre miembros estructurales expuestos a una corriente de aire.

Los problemas aeroelásticos se pueden dividir en varios grupos dependiendo de las fuerzas que estén implicadas, y todos ellos se agrupan en el diagrama de Collar (figura 2.4).

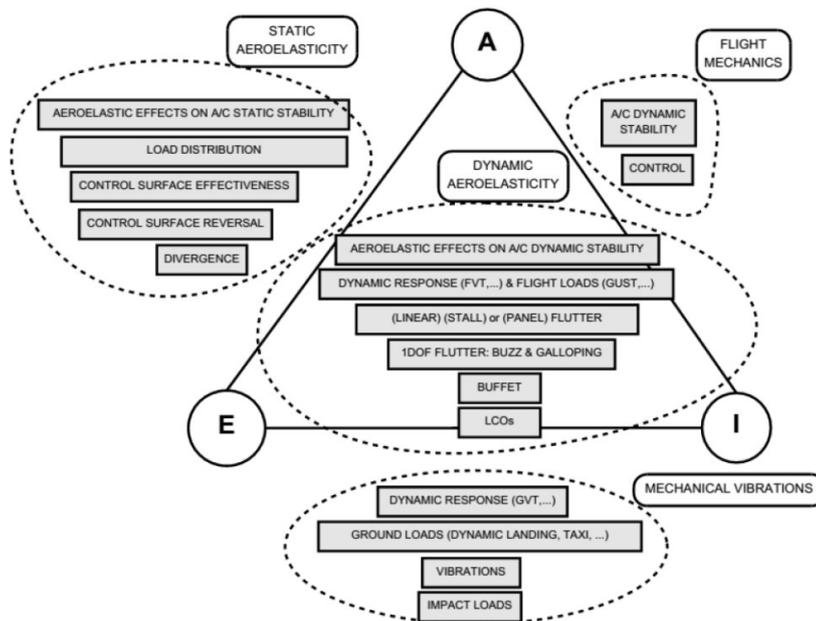


Figura 2.4: Triángulo de Collar [6]

2.2.2. Principales fenómenos aeroelásticos

En cuanto a los principales fenómenos aeroelásticos se pueden diferenciar entre fenómenos estáticos y dinámicos.

La **aeroelasticidad estática** tiene en cuenta la interacción existente entre la elasticidad y la aerodinámica, por lo que las propiedades inerciales no suelen ser significativas. Las fuerzas y movimientos son considerados independientes del tiempo y esto implica que

a la hora de considerar la fuerza de sustentación generada por el perfil, no se tiene en consideración los términos con derivadas temporales de primer y segundo orden de los grados de libertad. Los principales problemas derivados de esta rama son:

- **Divergencia:** ocurre cuando no se logra alcanzar una posición de equilibrio y las cargas aerodinámicas sobrepasan la rigidez estructural, teniendo efectos catastróficos sobre la aeronave. La divergencia aeroelástica es el factor limitante para la velocidad de vuelo de una aeronave, ya que conforme aumenta la velocidad de vuelo también lo hacen las cargas aerodinámicas y por tanto la deformación
- **Efectividad de mando:** pérdida de la respuesta esperada de una superficie de control debido a la deformación estructural de la superficie principal. El concepto de la efectividad de mando es la relación entre la sustentación que se obtiene y la que se llegaría a obtener si el sistema fuera rígido.
- **Inversión de mando:** tiene lugar cuando al deflectar el mando para lograr un aumento de sustentación en el perfil, se consigue justo el efecto contrario.

La **aeroelasticidad dinámica**, además de los efectos aerodinámicos si que se tienen en cuenta las fuerzas inerciales. Esto implica que conforme pase el tiempo y varíe la velocidad de vuelo, se puede dar el caso en que la deformación que adquiera la estructura provoque tal aumento de las fuerzas aerodinámicas que se llegue a una situación de inestabilidad dinámica. Es en este punto donde aparece los fenómenos más representativos de la aeroelasticidad, como:

- **Flameo:** deformación armónica inestable en el cuerpo como consecuencia de la acción de las fuerzas aerodinámicas. El movimiento no se llega a amortiguar, incluso se pueden amplificar por la condiciones de vuelo y finalmente tener un fallo estructural.
- **Ráfagas:** cargas externas que producen esfuerzos adicionales en la estructura
- **Bataneo o *buffeting*:** excitación aerodinámica debida al flujo turbulento. Objeto del siguiente apartado.

2.2.3. Bataneo o *buffeting*

El bataneo es el movimiento irregular de una estructura excitada por la turbulencia del flujo en el que está inmersa. Existen numerosos tipos de inestabilidades que pueden causar el *buffeting*, siendo el caso que se pretende estudiar en los apartados siguientes el que viene originado por del fenómeno del *shock-buffet*. En muchas otras ocasiones, la presencia de un flujo desprendido con elevada turbulencia incidiendo sobre una superficie puede causar este fenómeno. Un ejemplo de ello es el *buffeting* que sufren muchas colas de aeronaves debido a la incidencia del flujo desprendido del ala.

Por tanto, la turbulencia de la corriente incidente puede estar provocada por fuentes de distinta naturaleza: por la separación de la corriente en la propia estructura; por la turbulencia generada corriente arriba de la estructura afectada (cola horizontal o vertical que recibe el flujo desprendido del ala, o una aeronave inmersa en la estela de otra); o por la turbulencia generada aguas debajo de la estructura (cuerpo excitado por su propia estela).

En cuanto a la separación de la corriente en la propia estructura se distinguen diferentes causas y características dependiendo del regimen de vuelo:

- **Bataneo a baja velocidad:** flujo desprendido en las alas debido a altos ángulos de ataque en vuelo a baja velocidad. La velocidad a la que ocurre está justo antes de la de entrada en pérdida. Este fenómeno fue el primero observable y estudiado, como se tratará en la sección 3.1.
- **Bataneo a alta velocidad:** en vuelo próximo al transónico, se forman ondas de choque que producen la separación del flujo corriente abajo hacia el borde de salida. Este fenómeno también denominado como *shock-buffet* y objeto de estudio en este proyecto se da cuando la turbulencia asociada hace que se produzcan pequeños y rápidos movimientos (sobretudo en las superficies de control).

El bataneo de baja velocidad excita la estructura en un rango de frecuencias amplio y en ocasiones a frecuencias aleatorias. En caso de desprendimiento de la corriente originado por antenas o excrecencias en el avión el flujo desprendido tiene frecuencias características asociadas a la geometría de dichos objetos. Sin embargo, aunque la excitación sea de banda ancha en la frecuencia, la estructura actúa como un filtro selectivo, ampliando la respuesta (resonancia) en las frecuencias correspondientes a los modos propios.

Bataneo de cola

El bataneo de cola se puede prevenir evitando que se produzca el desprendimiento de corriente en el ala, o bien evitando que la cola se sitúe dentro de la estela. Sin embargo, el desprendimiento de la corriente no está asociado únicamente a altos ángulos de ataque, sino que, en régimen transónico, la interacción de las ondas de choque con la capa límite también puede inducir separación de la corriente.

La zona de unión ala-fuselaje también puede inducir desprendimiento de la corriente que es difícil de prevenir. Un diseño que reduce este desprendimiento consiste en suavizar dicha unión con una carena aerodinámica (*fillet*).

Una forma más ilustrativa de predecir cuando puede aparecer el bataneo en cola debido al desprendimiento del flujo se puede observar en la figura 2.5, que representa la variación del coeficiente de sustentación en función del número de Mach para un perfil dado, incluyendo los límites del C_L debidos a elevado ángulo de ataque (entrada en pérdida clásica, para $M_\infty \leq 0,7$), o debido a efectos transónicos de onda de choque ($M > 0,7$). Las curvas de la figura 2.5 se obtienen a partir de las expresiones de equilibrio de una aeronave, y cada una contará con sus propios límites.

$$W = L = \frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S C_L = \frac{1}{2}\rho a_\infty^2 S (M_\infty^2 C_L) = S \left(\frac{1}{2} \gamma p_\infty \right) (M_\infty^2 C_L) \quad (2.1)$$

$$M_\infty^2 C_L = \frac{W}{S} \frac{2}{\gamma p_\infty} \quad (2.2)$$

Observando las curvas $M_\infty^2 C_L = cte$, se puede ver que el rango de valores admisibles para el Mach de vuelo disminuye debido a la altura de vuelo mayor. Al aumentar dicha altura, se dispone de un menor intervalo de maniobrabilidad en cuanto al desprendimiento de la corriente se refiere. La esquina superior derecha, intersección del límite por entrada en pérdida (1) con el límite por velocidad (2) se denomina esquina de *Coffin*, y representa

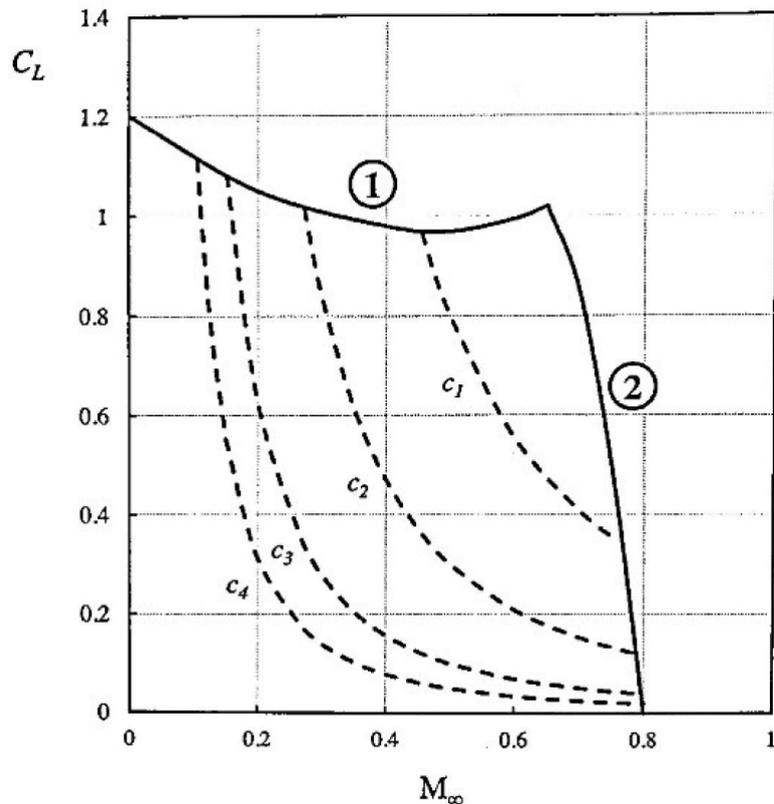


Figura 2.5: Representación del M_∞ frente al C_L [6]

una condición de vuelo en la que es muy difícil mantener estable el avión, y es necesario el uso de elementos hipersustentadores.

Cabe destacar que aunque existen varios modelos para representar la estela arrojada por el ala y estudiar el bataneo de cola, se debe tener en cuenta que una correcta formulación del bataneo debe incluir el carácter aleatorio del flujo turbulento.

Mejoras del diseño para evitar el bataneo

Cuando se trata de evitar el bataneo por entrada en pérdida, y la turbulencia de excitación está producida por la propia aeronave, existen soluciones de diseño estándar que mejoran el comportamiento a bataneo. Entre los dispositivos existentes destacan los siguientes.

Dispositivos generadores de torbellinos:

- Generadores de vorticidad (*vortex generators*): suelen ser una distribución lineal de pequeñas placas en el extradós del ala. Cada placa genera un torbellino que transfiere energía de la corriente externa a la capa límite, lo que reduce su desprendimiento, y reduce al mismo tiempo el flujo transversal en dirección de la envergadura, evitando que la entrada en pérdida aparezca al mismo tiempo en todo el ala. Estos también disminuyen la intensidad de las ondas de choque y reducen la resistencia de onda.
- Dientes de sierra en el borde de ataque (*sawtooth leading edge*): se incrementa la cuerda del ala introduciendo una discontinuidad en el borde de ataque que genera un

torbellino que obstruye el flujo transversal en dirección de la envergadura y reduce la intensidad del torbellino en punta de ala.

- Entallas en el borde de ataque (*leading edge notches*): son entallas que se sitúan en el borde de ataque en la dirección de la cuerda, que genera un torbellino que provoca efectos similares al caso anterior.

Dispositivos de control de flujo o capa límite:

- Dispositivos hipersustentadores tipo álula (*slats*): mejoran el comportamiento a grandes ángulos de ataque, reduciendo la succión en el borde de ataque, e inyectando energía a la capa límite del extradós a través de la holgura que queda entre el slat y el borde de ataque.
- Soplado en el borde de ataque o en flaps: mismo efecto que el caso anterior.

Dispositivos para reducir el flujo tridimensional: barreras antidesprendimiento (*stall fences*).

En el caso de que el **desprendimiento** de la corriente **no se pueda prevenir**, se puede controlar y estabilizar mediante dispositivos como:

- Aletas (*strakes*) en dirección de la corriente situados en la zona donde se inicia la separación del flujo. Reducen la escala de la turbulencia, aumentando la frecuencia de la excitación por encima de los modos flexibles de baja frecuencia.
- Control activo: reducen la respuesta de la estructura utilizando las superficies de control.

Soplado de la base (*base-bleed*): se introduce un soplado en la base de los misiles con el objetivo de reducir la zona de recirculación (baja presión) y estabilizar la estela que se forma en esos cuerpos.

Si no es posible modificar la aerodinámica de la aeronave, se recurre a **otros medios** como reforzar la estructura para separar sus frecuencias propias de las frecuencias características de excitación o decidir modificar la operación de vuelo.

3 | ESTADO DEL ARTE

En esta sección se analizan varios estudios para mostrar los diferentes enfoques, conclusiones e hipótesis que se han desarrollado durante los últimos años acerca del *buffet*.

Primeramente se presentará a modo de reseña histórica la primera manifestación del fenómeno del bataneo. Desde esta primera aparición en una aeronave se han realizado numerosos estudios, tanto experimentales como computacionales, centrándose en 3 temas principales: la determinación de las condiciones aerodinámicas en las que aparece el bataneo, la comprensión física del fenómeno, y los métodos de control más eficaces para evitarlo o retrasarlo.

A continuación, se presenta un panorama general de los trabajos más relevantes de diversos autores relacionados con el *buffet* y su evolución, centrándose básicamente en las condiciones en las que se inicia y la comprensión de los mecanismos físicos. No se hace hincapié en ninguna investigación sobre las técnicas de control del fenómeno estático. El objetivo es presentar las teorías más actualizadas que describen la física del fenómeno, ya que aun no se ha llegado a comprender plenamente y se pueden observar algunas discrepancias entre los distintos autores.

3.1. Aparición del bataneo

Históricamente, el término *buffeting* se originó en conexión con un accidente de un avión comercial, el *Junkers F13* en Meophan, Inglaterra, el 21 de julio de 1930, donde fallecieron 4 pasajeros y 2 pilotos. Testigos presenciales del accidente pudieron reportar únicamente ver a la aeronave entrar en una nube, escuchando un fuerte sonido, e inmediatamente viendo los fragmentos caer al suelo [7].

Las condiciones inusuales del accidente llevaron a científicos británicos y alemanes investigar las causas del mismo. El *British Aeronautical Research Committee* concluyó que el bataneo en la cola de la aeronave fue la causa más probable del accidente. En investigaciones en túnel de viento se estableció que para ángulos de ataque elevados la cola vibraba intensamente e irregularmente, y que la amplitud de esa vibración incrementaba a mayor velocidad del flujo. Una investigación de las condiciones meteorológicas del accidente indicó la presencia de corrientes de aire ascendentes de gran intensidad. De este modo se determinó que el avión, que volaba horizontalmente a gran velocidad, entró en una región con fuertes ráfagas ascendentes, y como resultado hubo un incremento del ángulo de ataque repentino, desprendiéndose el flujo en el extradós. La cola, afectada por la estela del ala, fue sometida a intensas vibraciones causadas por turbulencias del flujo separado.

El término *buffeting* fue usado por los investigadores británicos, que lo describieron como oscilaciones en la cola, en la que el estabilizador se dobló rápida y verticalmente, y el timón de profundidad se movía de forma errática.

Tras investigaciones y pruebas de vuelo concluyeron que, en condiciones de vuelo subsónicas, el escenario general del fenómeno es el siguiente: siempre que existe una separación del flujo, el nivel de turbulencia incrementa y cualquier superficie situada en un esa corriente de flujo turbulento puede experimentar el fenómeno.

Por otro lado, en el desarrollo de nuevos aviones de altas velocidades se encontraron características similares al nuevo término acuñado como *buffeting*. En velocidades transónicas la separación de flujo que afecta al ala y otras superficies de la aeronave puede causar serios problemas. Futuras investigaciones a estas velocidades, descubrirían que a ángulos de ataque moderados ya se produce una separación del flujo precisamente causada por el fenómeno del *shock-buffet* en escenarios y aeronaves diferentes a los de la primera aparición del fenómeno. Dichas situaciones de flujos a alta velocidad con presencia de *buffet* serán el foco principal de investigaciones durante los siguientes años y objeto de los siguientes apartados.

3.2. Primeros experimentos del *buffet* a velocidades transónicas

Los primeros estudios relacionados con la aparición de *buffet* en velocidades transónicas se remontan a Hilton y Fowler [8] en los años 40. Se trató de la primera vez que documentaran una oscilación periódica debido al acoplamiento de una onda de choque con la separación de la capa límite.

Tres décadas más tarde, McDevitt *et al.* [9] demostraron experimentalmente en qué rango específico de condiciones transónicas podía darse el *buffet*, y que fuera de este rango el comportamiento no estacionario oscilatorio desaparecía, volviendo a un estado estacionario tanto por debajo como por encima de esas velocidades. Mediante un estudio experimental con un perfil grueso de arco circular, para un número de Reynolds elevado ($Re = 11 \cdot 10^6$), llegaron encontrar estos tres rangos diferentes de comportamiento de las ondas de choque.

El primero de ellos es un flujo constante para bajos números de Mach caracterizado por una onda de choque débil cuasiestacionaria y una separación de la capa límite en el borde de fuga; el segundo es el rango de flujo inestable que se caracteriza por la oscilación periódica de la onda de choque, tanto en su ubicación como en su intensidad, existiendo un acoplamiento entre la oscilación periódica de la separación en el borde de fuga y la separación inducida por el choque en el pie de la onda de choque; finalmente, el tercer rango comprende números de Mach más elevados que vuelven a estar caracterizados por un choque fuerte cuasiestacionario que produce una separación inducida de la capa límite.

Este estudio concluyó que una vez que las condiciones aerodinámicas están fuera del rango de *buffet* los efectos no estacionarios tienden a desaparecer alcanzando de nuevo un estado estacionario. Esta es una de las razones por la que la predicción del inicio del *buffet* y del

rango de condiciones en las que se produce es de suma importancia para entender este fenómeno y evitarlo.

También se pudieron observar primeras características y tendencias en flujo no estacionario del fenómeno del *buffet* como que para producirse a menor Re se necesitaba un mayor M_∞ .

De este modo, el comportamiento general de la onda de choque en el dominio inestable se caracteriza por un movimiento oscilante periódico. En este movimiento periódico es donde se diferencian los tres tipos de ondas anteriormente vistas en la sección 2.1.4, descubiertas por Tijdeman. Aunque el fenómeno del bataneo se puede llegar a dar en los tres tipos de ondas, el movimiento característico del *buffet* totalmente desarrollado es asociado a una oscilación **Tipo A**, prácticamente sinusoidal y de amplitudes pequeñas. Temas como su comportamiento, origen y explicación teórica serían tratados con más detalle en estudios posteriores.

3.3. Descripción del comportamiento del flujo.

Los estudios de *buffet*, realizados durante los años 70 y 80, se centraron en la descripción del campo de flujo y en el estudio de la variación de los parámetros inducida por la manifestación no estacionaria del fenómeno. La mayoría de estos y otros estudios posteriores coinciden en sus conclusiones sobre la descripción del desarrollo dinámico del campo de flujo.

En ciertas condiciones críticas de M , Re y α , se produce una separación del flujo que tiene lugar en el pie de la onda de choque. Esta separación es causada por la fuerte interacción entre la onda de choque y capa límite (*SWBLI*), que crea una burbuja de recirculación en el pie de la onda de choque (sección 2.1.3). En estas circunstancias, la región con separación crece y puede fusionarse con el flujo desprendido del borde de salida (dependiendo siempre del tipo de perfil alar). De esta forma, la separación crea un cambio en la geometría de la superficie efectiva de la región después del choque y, además, hace comenzar el movimiento de la onda de choque aguas arriba.

Durante este movimiento ascendente, la intensidad de la onda de choque aumenta debido al aumento del número local de Mach causado por una mayor velocidad relativa entre la onda de choque y el flujo entrante. En algún momento durante el viaje aguas arriba, la intensidad de la onda choque comienza a disminuir y el flujo vuelve a adherirse. Es entonces cuando comienza el movimiento aguas abajo de la onda de choque, trasladándose hasta su posición original. Una vez ahí, el ciclo descrito vuelve a repetirse con un carácter autosostenido.

Experimentalmente destacaron primeramente los estudios realizados por McDevitt *et al.* [9] ya comentados anteriormente, que fueron validados por Levy Jr [10] en 1976 realizando un estudio numérico para flujos estacionarios y no estacionarios con un perfil aerodinámico de arco circular, y llegando a las mismas conclusiones. Más adelante, McDevitt [11] demostró que el fenómeno no estacionario desaparece si se evita la comunicación entre las superficies superior e inferior sobre el borde de fuga mediante el uso de una placa divisora.

Este hecho parece demostrar que el inicio del *buffet*, además de estar relacionado con la separación de la capa límite en el pie de la onda de choque y el borde de fuga, es también un proceso en el que hay comunicación entre ambas superficies.

Sin embargo, estas conclusiones no fueron encontradas en los estudios siguientes. Ross [12] realizó un estudio experimental transónico sobre un perfil Whitcomb de 11 % de grosor y un perfil NACA0012, ambos con transición forzada a 35 % de cuerda. Observó que para el NACA0012, la separación comienza como una burbuja de recirculación en el pie de la onda de choque y luego, al aumentar el M , crece hacia la región del borde de salida, resultando en una separación completa. Por otro lado, en el perfil aerodinámico supercrítico la separación comienza desde el borde de fuga.

Roos también expuso que en la región de flujo posterior a la onda de choque existen perturbaciones en el campo de presiones, conducidas aguas arriba cuando el flujo está adherido y conducidas hacia aguas abajo sólo en la región donde el flujo ya está separado, singularidad que se estudiaría en detalle más adelante. Por otro lado, como resultado de un estudio numérico, Raghunathan *et al.* [3] afirmaron que la burbuja inducida por el choque juega un papel importante en el inicio del *buffet*, mientras que es el comportamiento y el tamaño de la separación del borde de salida lo que afecta más a su amplitud.

Un estudio experimental posterior sobre el alto flujo subsónico sobre un perfil aerodinámico NACA0012 fue realizado por McDevitt y Okuno [13]. En las imágenes que obtuvieron se pudo observar que, justo en las condiciones de inicio del *buffet*, se estaba produciendo una separación inducida por el choque y, por tanto, el *buffet* podía caracterizarse como un fenómeno inducido por la onda de choque.

Las conclusiones del estudio indican que el desencadenamiento del *buffet* es el cambio de una onda de choque normal a una separación periódica inducida por la propia onda de choque debida a un aumento del número local de Mach o del ángulo de incidencia. Este hecho modificaría la geometría o espesor efectivo local en el pie de la onda de choque debido a la presencia de una burbuja de recirculación, y crearía una onda de choque oblicua. Al mismo tiempo la modificación de la curvatura local deceleraría el flujo y lo forzaría a recuperar su configuración inicial, creando una separación del flujo intermitente.

Estudios más recientes coinciden en esta descripción de la dinámica del *buffet*, y además se centran no solo en este aspecto, sino que tratan de encontrar las razones físicas y mecanismos que causan y mantienen el comportamiento cíclico del fenómeno. De esta forma se formaría la primera teoría asentada que describe el comportamiento y propagación de la onda de choque que se tratará en el siguiente apartado.

3.4. Comportamiento y propagación de la onda en el *buffet*.

A raíz de los resultados de Roos [12] donde encontró que, en la región aguas abajo de la onda de choque, existen perturbaciones en la presión conducidas aguas arriba cuando el flujo está unido y aguas abajo cuando el flujo se desprende, Lee [14] llegó a una conclusión

similar. Lee descubrió las denominadas 'ondas Kutta', que viajan desde el borde de fuga hasta la onda de choque durante el régimen de *buffet* y tendrán un papel importante en la explicación del carácter autosostenido del fenómeno. En cuanto al comportamiento de estas nuevas ondas, se llegó a la conclusión de que no podían ser comunicadas hacia la onda de choque a través de la capa límite del extradós debido a la separación y, por lo tanto, su movimiento se caracteriza por un viaje aguas arriba a través de la región de fuera del flujo desprendido, como fue mencionado por Lee en estudios posteriores [15]. Este es el enfoque más ampliamente utilizado y aceptado en la literatura, y muchos estudios posteriores se han centrado en su explicación y en capturar los mecanismos físicos involucrados.

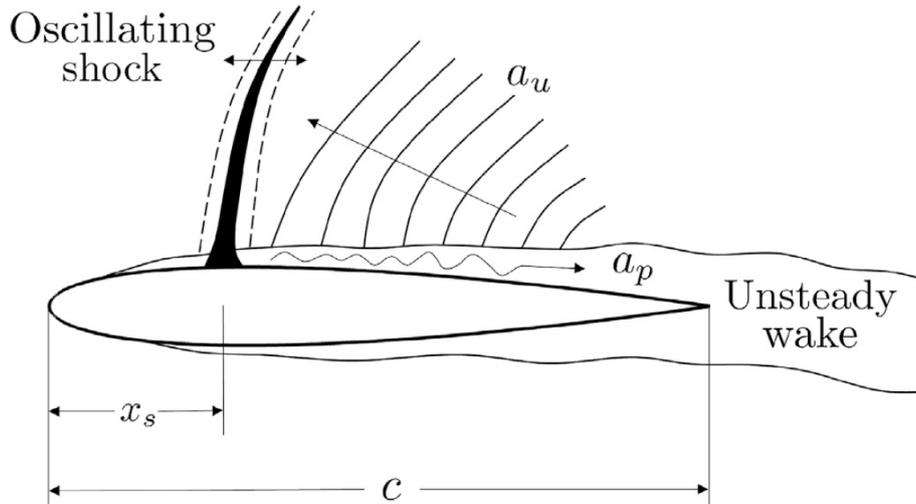


Figura 3.1: Modelo de la oscilación de onda autosostenida [16]

En la figura 3.1 se puede observar gráficamente en un perfil simétrico cómo el movimiento de la onda de choque (situada en x_s) crea las ondas de presión a gran escala que viajan aguas abajo hacia la zona de flujo desprendido con velocidad a_p . Cuando esas ondas alcanzan el borde de fuga producen ondas de más pequeña escala capaces de viajar aguas arriba con velocidad a_u a través de la región de fuera de flujo separado. La interacción entre las susodichas 'ondas de Kutta' viajando aguas arriba hasta la onda de choque es la razón del carácter autosostenido del fenómeno, ya que colisionan con ella aportando la energía necesaria para mantener la oscilación.

El punto fuerte del modelo de Lee fue la capacidad de predecir la frecuencia de oscilación de la onda de choque relacionada con las variables observables. Como el ciclo depende del tiempo que tardan las perturbaciones en propagarse aguas abajo hasta el borde de fuga y luego de nuevo aguas arriba hasta el choque, se propone el período completo de la onda de choque como la suma de estos dos tiempos de propagación, obteniendo la siguiente expresión para el periodo del ciclo de *buffet* (τ).

$$\tau = \int_{x_s}^c \frac{1}{a_p} dx - \int_c^{x_s} \frac{1}{a_u} dx \quad (3.1)$$

Dentro de la expresión, a_u depende de la frecuencia, mientras que a_p es dependiente del número de Mach y del ángulo de ataque expresándose como $a_p = (1 - M_{loc}) \cdot a_{loc}$, donde M_{loc} y a_{loc} son locales.

De este modo, las perturbaciones de pequeña escala ('ondas Kutta') viajan desde el borde de fuga hasta la onda de choque (aguas arriba) cerca de la capa de cortadura entre el flujo libre y el flujo desprendido a velocidades más altas que las perturbaciones de gran escala, que viajan desde el choque hasta el borde de fuga (aguas abajo) cerca de la superficie del perfil alar en la región de flujo desprendido, y que se producen debido al movimiento del de la onda de choque.

En general, la frecuencia del movimiento inducido de la onda de choque es mucho más baja que la frecuencia de las ondas de la capa de de cortadura, por lo que suficientemente aguas abajo del perfil las estas frecuencias ya no serán dominantes. Este enfoque es aceptado por todos los estudios descritos a continuación, sin embargo, hay cierto desacuerdo en la naturaleza y la causa de las ondas, así como en el cálculo de las velocidades y la frecuencia de tales perturbaciones.

Una explicación sobre los mecanismos que crean la oscilación de la onda de choque periódica sobre un perfil aerodinámico también fue intentada por Raghunathan *et al.* [3] mediante un estudio computacional sobre un perfil aerodinámico de arco circular de 18% de espesor y un perfil aerodinámico NACA0012. En el estudio se afirmó que la excitación del *buffet* debida a las oscilaciones de la onda de choque depende exclusivamente de una única frecuencia, afirmación que posteriormente se demostró que no era cierta en todos los casos como se tratará en la sección 3.5. La frecuencia del *buffet* dependerá de los parámetros de flujo, por ejemplo, los números de Mach y Reynolds, y el ángulo de incidencia. No obstante, Raghunathan *et al.* ratificaron que el carácter periódico y autosostenido del fenómeno se debe al efecto de las ondas de presión viajeras aguas abajo y aguas arriba que encontró Lee, considerando también el carácter expansivo y colapsante de la burbuja de separación y la comunicación entre las superficies superior e inferior que tiene lugar sobre la estela desprendida a través del borde de fuga.

3.5. Estudios recientes

Los estudios de *buffet* más recientes se centran en los perfiles supercríticos, en particular en el perfil aerodinámico transónico OAT15A desarrollado por la ONERA. Jacquin *et al.* [17] realizaron uno de los primeros estudios experimentales sobre el *buffet* transónico con este perfil aerodinámico. Sus objetivos eran obtener las condiciones exactas para el inicio del fenómeno, la caracterización física de los mecanismos que lo crean y desarrollar una base de datos que pudiera utilizarse como referencia en estudios numéricos y experimentales posteriores. Los resultados obtenidos mostraron que el inicio del *buffet* ocurre para $M = 0,73$, $\alpha = 3,1^\circ$, así que se tomó $\alpha = 3,5^\circ$ para analizar los resultados ya que es una región completamente desarrollada donde se pudo observar que el fenómeno cubría casi un 20% de la cuerda.

Se encontró que la frecuencia dominante del *buffet* se hallaba cerca de 70 Hz para estas condiciones y que dependía del número de M_∞ . Las mediciones de la presión no estacionaria mostraron que hay ondas de presión viajando aguas abajo en el extradós y aguas arriba en el intradós. La velocidad de las ondas viajeras ascendentes era muy cercana a $(a_\infty - U_\infty)$. También se demostró que el fenómeno es regular en el tiempo, lo que significa que los ciclos de oscilación de la presión son periódicos y están correlacionados. Las mediciones con láser corroboraron la descripción de la dinámica del *buffet* explicada

anteriormente. Jacquin *et al.* coincidieron con el enfoque de Lee sobre la propagación de las ondas.

De esta forma se ratificó que el proceso de *buffet* se basa en un sistema de retroalimentación en el que las ondas que son generadas en el choque viajan aguas abajo sobre el extradós. En el borde de fuga generan ondas acústicas que viajan aguas arriba a través de extradós e intradós, y que finalmente golpean la onda de choque por delante y por detrás. Se validó la ecuación 3.1, reconociendo, sin embargo, que surgen dificultades al tratar de computar las velocidades de propagación de tales ondas, especialmente las que viajan aguas arriba.

Deck [18] llegó a las mismas conclusiones que Lee volviendo a describir las ondas que viajan aguas abajo y arriba que mantienen el carácter autosostenido de la oscilación. Además, estableció que el origen de las ondas de presión ascendente se deben a una interacción entre la capa de cortadura con un borde de fuga puntiagudo, como también explica Rockwell [19].

De este modo, la principal disimilitud que Deck plantea, es que atribuye el origen de las ondas viajeras a un impacto de la capa de cortadura en el afilado borde de fuga. Además, un estudio teórico basado en el análisis de la estabilidad global llevado a cabo por Crouch *et al.* [20] llegó a la conclusión de que la oscilación del choque esta bloqueada en fase con la oscilación de la capa de cortadura aguas abajo del choque. Jacquin *et al.* [17] también presentaron resultados de acuerdo con este enfoque teórico. El análisis de estabilidad realizado mostró que el ángulo de incidencia crítico para el inicio del *buffet* disminuye con el aumento del número de Mach y, por otro lado, la frecuencia de *buffet* aumenta conforme crece el número de Mach. Crouch *et al.* afirmaron que a medida que el choque se mueve aguas abajo la capa de cortadura se acerca más a la superficie del perfil alar, ya que las perturbaciones de velocidad en el choque y en la capa de cortadura están en fase. Esto a su vez está de acuerdo con el hecho de que la capa límite se hace más delgada y se produce readhesión de flujo, y una vez más este estudio concuerda en sus resultados con el mecanismo de ondas viajeras propuesto por Lee.

Hartmann *et al.* [21] realizaron un estudio experimental sobre un perfil supercrítico (DRA2303) para intentar validar el modelo de *buffet* propuesto por Lee basado en el viaje aguas arriba de las 'ondas Kutta'. Estudiaron la propagación de las ondas de presión en la región después de la onda de choque usando tanto mediciones de presión como de velocimetría de imágenes de partículas (PIV). Además, usaron una fuente de sonido artificial para interactuar con la frecuencia de *buffet*. Una correlación cruzada de los campos de presión y de velocidad tras la onda de choque mostró la velocidad de las ondas viajeras aguas arriba y abajo para $M_\infty = 0,73$ y $\alpha = 3,5^\circ$.

La fuerte correlación entre las frecuencias medidas y las calculadas utilizando el enfoque de Lee condujo a la principal conclusión de este análisis: el mecanismo que sostiene principalmente el *buffet* es el bucle de retroalimentación que existe entre el movimiento de la onda de choque y la generación de las interferencias del borde de fuga. Las ondas viajeras aguas abajo inciden en el borde de fuga, creando nuevas ondas de presión que se expanden radialmente y golpean la onda de choque creando un gradiente de presión local mayor junto al choque. La onda de choque se desplaza hacia arriba debido a esto,

lo que al mismo tiempo cambia las condiciones en el borde de salida. Hartmann *et al.* también afirmaron que las interferencias de presión acústica emitidas desde el borde de fuga dependen en gran medida del tamaño de la región de la zona de separación debido a su influencia en el gradiente de vorticidad normal a la superficie. Ese cambio en el nivel de presión acústica influye directamente en la intensidad de las ondas viajeras aguas arriba. Al mismo tiempo, esto se traduce en un gradiente de fuerza periódico de la retroalimentación que la onda de choque recibe del borde de fuga y, por lo tanto, puede ser la causa del movimiento oscilatorio.

3.6. Condiciones de inicio del *buffet*.

Las condiciones de inicio del *buffet* son los valores de los principales parámetros aerodinámicos para los que este fenómeno empieza a producirse por primera vez. Normalmente, estas condiciones se refieren al número Mach, al número Reynolds y al ángulo ataque del perfil. El hallazgo de estas condiciones ha sido uno de los principales objetivos de la mayoría de las investigaciones numéricas y experimentales durante muchos años.

McDevitt y Okuno, y Deck demostraron que los mecanismos de inicio de *buffet* no están relacionados con ninguna interacción fluido-estructura, pero pueden causar vibraciones estructurales llevando al llamado fenómeno del *buffeting* o bataneo. En general, el *buffet* está estrechamente relacionado a la separación inducida por el choque y con mecanismos de retroalimentación que producen el movimiento autosostenido.

El primer modelado de la divergencia de presión del borde de fuga en un perfil aerodinámico estándar fue sugerido por Pearcey [22]. Pearcey pensaba que divergencia se producía cuando la burbuja de separación en el pie de la onda choque crece y se rompe, uniéndose a la región de separación del borde de fuga, sugiriendo que era la propia explosión de la burbuja la que iniciaba y conducía las oscilaciones. No obstante, estudios posteriores como el de Roos [12] demostraron que este método no es adecuado para los perfiles supercríticos, y más adelante se validó la teoría propuesta por Lee de las ondas viajeras y su interacción mantenida con la onda de choque. Otros métodos, como el propuesto por Lee y Tang [23], incluyen la fuerza normal no estacionaria sobre el perfil alar calculada con mediciones de presión o balances de fuerza y también la teoría de la capa límite.

Estudios recientes tratan de usar la teoría de inestabilidad global para explorar perturbaciones de flujo lineales y modales que ocurren en la aparición del *buffet*. Principalmente se basan en un análisis de estabilidad mediante las ecuaciones *RANS* para mostrar que el inicio del *buffet* está ligado a una inestabilidad global. En este análisis, se muestra que las perturbaciones de presión inestables se generan en la base del choque y se mueven tanto hacia arriba a lo largo del choque como hacia abajo hacia el borde de fuga. Entonces, las ondas de presión van alrededor del borde de fuga y se propagan aguas arriba a través de la superficie inferior. Estas observaciones están en contradicción con el modelo de Lee.

Finalmente, destacar que recientemente se han publicado numerosos estudios para la predicción del *buffet* en perfiles alares más propios del vuelo transónico, como el supercrítico *OAT15A*. La mayoría de los estudios teóricos y numéricos de *buffet* sobre el modelo *OAT15A* se basan en los resultados experimentales de Jacquin *et al.* [17]. En su mayor par-

te, estos estudios utilizan los datos experimentales para verificar los diferentes esquemas numéricos y enfoques teóricos. Por ejemplo, la teoría de la estabilidad global es aplicada por Crouch *et al.* [20] para predecir el *buffet* en condiciones cercanas su inicio.

3.6.1. Inicio del *buffet* en el perfil *NACA0012*

Roos [12] llevó a cabo un estudio experimental sobre un perfil *Whitcomb* supercrítico y un *NACA0012* estándar en condiciones de velocidades transónicas y penetrando en las regiones de *buffet* variando el C_L y el M . Se hicieron mediciones de presión, de fuerza de sustentación y de la localización de la onda de choque para estudiar los efectos inestables y analizar las condiciones de inicio del *buffet*. Para el *NACA0012* se fue variando el número Mach hasta un $C_L = 0,42$ constante y un $Re = 2 \cdot 10^6$. En estas condiciones la primera separación aparece en $M = 0,74$ en forma de burbuja de separación en el pie de choque. Al aumentar el M , la burbuja crece hacia el borde de salida para $M = 0,77$, uniéndose finalmente y estallando en toda una región separada a $M = 0,80$.

Un estudio experimental posterior de McDevitt y Okuno [13] se centró en un modelo *NACA0012*. En este experimento, se hicieron mediciones de presión estacionaria y no estacionaria para analizar los aspectos no estacionarios del flujo, en particular, las condiciones de inicio del *buffet* a bajos números Mach transónicos tomando como variables el ángulo de ataque, el número de Reynolds y el número Mach. Todos los parámetros fueron almacenados conformando una base de datos sobre este estudio y se usan en muchas ocasiones por la precisión de los mismos. Los ángulos de inicio de ataque para diferentes se obtuvieron para distintos Re (de 1 a 10 millones) y M (de 0,7 a 0,8). Se prestó especial interés a los valores de inicio para altos Re , ya que son más representativos de las condiciones de vuelo libre, es decir, $Re \approx 10^6 \sim 10^7$.

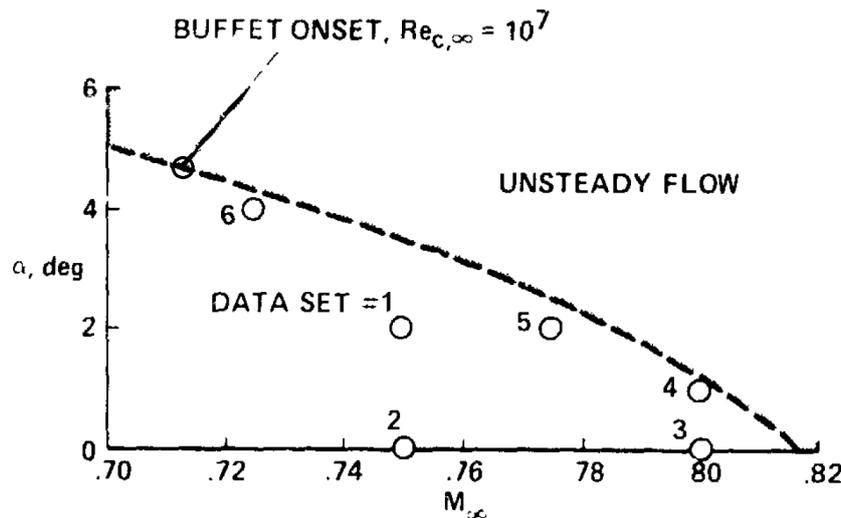


Figura 3.2: Resultados de los experimentos de McDevitt y Okuno [13]

Los valores obtenidos para el inicio del *buffet* por McDevitt y Okuno se presentan en la figura 3.2 para determinadas condiciones, y serán vistos con más detalle en la sección 5, donde las condiciones de inicio, final y totalmente desarrolladas del fenómeno serán estudiadas. Los círculos representan las condiciones de montaje utilizadas en sus experimentos

en túnel de viento.

Otro estudio numérico de Raghunathan *et al.* [3] concluyó que el *buffet* para el NACA0012 estaba completamente desarrollado para $\alpha = 6^\circ$, $M = 0,7$ y $Re = 10^7$.

Resulta interesante que, al disminuir el M a valores más bajos se produjo un efecto de histéresis que también puede observarse en la envoltura del *buffet* de choque que se muestra en la figura 3.3 , efecto también observable la de distribución del coeficiente de presiones. Los autores midieron la frecuencia de la oscilación mediante transductores de presión y determinaron que tenía un valor equivalente a un St de 0,16.

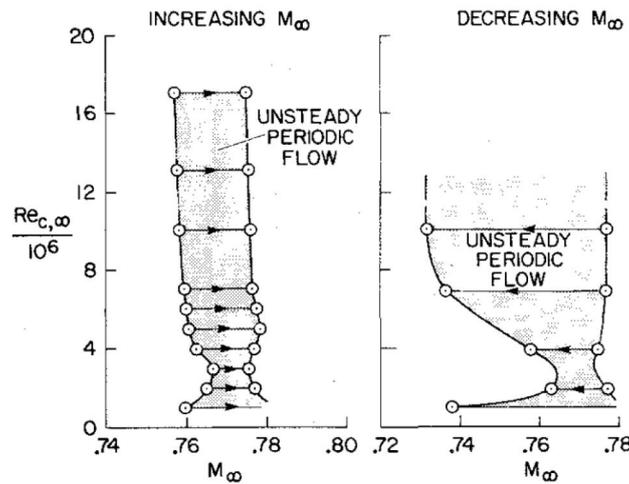


Figura 3.3: Efecto de histéresis por la variación del Mach [9]

Investigaciones más recientes tratan la interacción dinámica entre fluido y estructura, que también será objeto de estudio en las siguientes secciones.

4 | METODOLOGÍA

4.1. Interacción dinámica

4.1.1. Introducción

En perfiles rígidos se pueden encontrar las oscilaciones de las ondas de choque sobre la superficie del perfil alar en flujo transónico debidas a la interacción entre la onda de choque y la capa límite denominadas como *buffet* ya que son un fenómeno puramente aerodinámico. No obstante, en determinadas ocasiones esas oscilaciones provocan un acoplamiento con la estructura que comporta la aparición de fenómenos dinámicos. Por este motivo, es interesante modelar este comportamiento considerando un perfil elástico mediante los conceptos y modelos presentes en la teoría de la aeroelasticidad.

Usando un modelo aeroelástico adecuado se puede ver el efecto real de la carga aerodinámica en el movimiento del perfil, que en ocasiones no se relaciona puramente con un estado aerodinámico del flujo, sino que suele implicar una vibración o perturbación estructural. Claramente en la realidad la interacción de la onda de choque con la capa límite y el desprendimiento del flujo induce enormes fluctuaciones de presión y un acoplamiento fluido-estructura. Por todo ello, el efecto inducido por el *buffet* y su respuesta en la estructura no puede ser ignorado.

4.1.2. Modelo aeroelástico

La forma de caracterizar el problema propuesto pasa por modelar un perfil alar NACA0012 dotándolo de un grado de libertad a torsión, es decir, permitiendo el cabeceo del mismo. El modelo aeroelástico utilizado es representado en la figura 4.1, siendo a distancia ' a ' un cuarto de cuerda.

La ecuación aeroelástica que define el movimiento de un grado de libertad de un perfil suspendido en un muelle a torsión se presenta en la ecuación 4.1.

$$I_{\theta}\ddot{\theta} + 2I_{\theta}\zeta\dot{\theta} + I_{\theta}\omega_{\theta}^2\theta = M \quad (4.1)$$

En este caso θ se corresponde con el ángulo de cabeceo, el parámetro ω_{α} representa la frecuencia angular de cabeceo y ζ el amortiguamiento no dimensional. Se asume el centro aerodinámico a un cuarto de la cuerda, por lo que la inercia se puede definir según la ecuación 4.2, en la que m es la masa del perfil, b es la semicuerda, y r_b es el radio adimensional de giro.

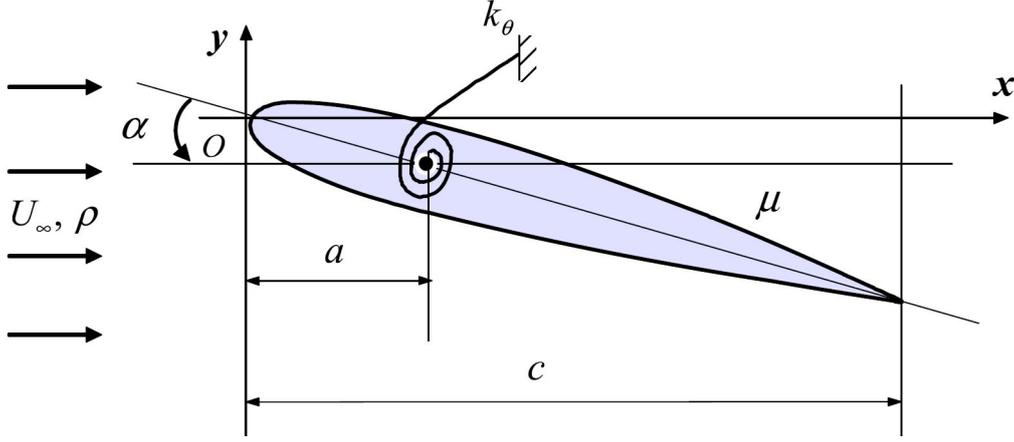


Figura 4.1: Esquema aeroelástico de 1 grado de libertad del NACA0012 [24].

$$I_{\theta} = mr_b^2 b^2 \quad (4.2)$$

La forma de resolver esta ecuación es mediante su transformación en una ecuación ordinaria diferencial de primer orden utilizando espacio de estados. Se partirán de unas condiciones iniciales y se irá resolviendo el vector de estados. No obstante el estudio se realizará a través de la implementación de un muelle a torsión en la simulación CFD, como se explicará en los apartados siguientes.

4.1.3. Parámetros adimensionales

Los parámetros sobre los que se estudiará su influencia en este efecto serán la frecuencia natural estructural, la masa y el amortiguamiento. La forma más sencilla de obtener conclusiones fácilmente entendibles y extrapolables a otras condiciones de simulación es mediante el uso de parámetros adimensionales. Por tanto, se definen para este estudio los siguientes valores que serán utilizados.

$$\mu = \frac{m}{\pi \rho_{\infty} b^2} \quad (4.3)$$

$$k^* = \frac{k_{\theta}}{1/2 \rho_{\infty} V_{\infty}^2 c^2} \quad (4.4)$$

$$\zeta = \frac{c}{c_c} = \frac{c}{2\sqrt{k_{\theta} I_{\theta}}} \quad (4.5)$$

Los parámetros definidos corresponden con el ratio de masas, la constante de rigidez y la tasa de amortiguamiento respectivamente. La elección de estos parámetros definirá el comportamiento del sistema, y en la sección 5.3 se realizará un análisis de su influencia mediante la variación de los mismos.

Cuando el amortiguamiento es pequeño ($c \leq \sqrt{k/I_{\theta}}$) la frecuencia de vibración esperada suele ser cercana a la de resonancia del sistema (ecuación 4.6).

$$f_{\theta} \approx f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{I_{\theta}}} \quad (4.6)$$

Tanto la frecuencia como el tiempo también serán usados de forma adimensional en la presentación de resultados, y se definirán más adelante.

4.1.4. Regiones de comportamiento dinámico del perfil

En estudios recientes sobre esta interacción dinámica se ha intentado investigar los efectos oscilatorios en la estructura del perfil, atendiendo a sus patrones y respuestas características. Dependiendo de los valores que se le impongan al sistema se observan distintas regiones de comportamiento del mismo.

La rigidez es considerada como el parámetro más característico del sistema, por lo que se tomará como referencia para identificar en primera instancia los comportamientos asociados a la interacción entre fluido y estructura. En base a previos estudios se distinguirán tres regiones diferenciadas con dos comportamientos distintos de la dinámica del perfil. De este modo, el perfil se moverá en base a dos tendencias diferentes según la rigidez que se le haya impuesto. Mediante un barrido de rigideces se observarán las regiones formadas y sus respuestas en la sección 4.1, pero antes se procede a explicar las bases del comportamiento esperado en estas regiones identificadas para poder comprender correctamente la posible respuesta del sistema.

Como se ha representado en la ecuación 4.6, cada vez que se impone una rigidez al sistema surge una frecuencia natural característica del mismo que se prefiere evitar. Al estar el perfil inmerso en un flujo de *buffet* desarrollado con su propia frecuencia asociada, ambas frecuencias estarán implicadas en los diversos fenómenos dinámicos que puedan surgir.

Como ya se ha dicho se diferenciarán varias regiones con distintos comportamientos dependiendo de la rigidez y frecuencia natural impuestas. Para rigideces que implican una respuesta en frecuencia natural de la estructura menor que la de *buffet* se produce una oscilación del perfil a frecuencia de *buffet*. Por tanto, la oscilación producida es limitada a esta frecuencia y comúnmente se denomina como ***Limit Cycle Oscillation*** o LCO. La oscilación LCO se define como una trayectoria en la que el sistema es constante durante un ciclo, es decir, no hay ni intercambio ni pérdida o ganancia de energía. Esta oscilación límite para cualquier rigidez estructural inferior a la en que se produce el fenómeno de *buffet* en estático, lleva al sistema a oscilar de forma autónoma y autosostenida en frecuencia de *buffet*, con una amplitud de movimiento constante. Por este motivo no supone ningún peligro estructural y puede ser compensada fácilmente.

El otro fenómeno asociado al comportamiento del perfil suspendido en un muelle es el denominado ***lock-in***. Este fenómeno comienza a ocurrir en condiciones muy cercanas a las de *buffet*, donde la frecuencia de acoplamiento deja de seguir siendo la frecuencia de *buffet* y el sistema evoluciona a oscilar según su frecuencia natural estructural. De este modo se produce una interacción entre el movimiento autosostenido de *buffet* con características LCO con las frecuencias y amplitudes características del perfil alar.

En esta región de *lock-in* surgen las grandes inestabilidades derivadas de la interacción del *buffet* con la estructura, ya que el movimiento del sistema se aproxima a una oscilación regida por la frecuencia de resonancia, que en primera instancia permanece oscilando dentro de unos límites, pero más adelante ocurren oscilaciones de mayor amplitud que crecen conforme transcurre el tiempo dominadas por la resonancia y que llegan a ser altamente perjudiciales para la integridad estructural.

El descubrimiento de fenómenos de *lock-in* en otras estructuras como cilindros corresponde a Blevins [25], que observó como este fenómeno era provocado por interacción del cilindro con la vibración de los vortices inducidos. Estudios más recientes como el de Raveh *et al.* [26] heredan el concepto clásico de este fenómeno en su estudio del *buffeting* en un NACA0012.

El fenómeno del *lock-in* sigue estando presente hasta que la frecuencia natural de la estructura tiene un valor cercano al doble de la frecuencia de *buffet*, aunque este límite puede variar en función de los parámetros utilizados.

Una vez se superan esos límites de rigidez y frecuencia, el sistema vuelve a comportarse como en un ciclo de *buffet* o como un oscilador límite (LCO), siendo la frecuencia dominante del movimiento la del *buffet*.

Otros parámetros a estudiar como el ratio de masas o el amortiguamiento también influirán aumentando o reduciendo el alcance de esas regiones, y modificando el comportamiento del sistema.

4.2. CFD y estrategia computacional

4.2.1. Introducción al CFD

El CFD o dinámica de fluidos computacional, es una herramienta basada en la mecánica de fluidos, que mediante métodos y algoritmos numéricos, es capaz de simular el comportamiento de fluidos, así como su interacción con sólidos y superficies.

La base de la resolución de los problemas CFD son las ecuaciones de Navier-Stokes, establecidas por Claude-Louis Navier y George Gabriel Stokes en el siglo XIX, y que describen el movimiento de los fluidos viscosos. Sin embargo, no sería hasta que el desarrollo de los ordenadores permitiera realizar cálculos más complejos cuando el CFD empezó a ser de utilidad práctica.

De este modo, la forma de operar del CFD es descomponer el dominio de cálculo en pequeñas celdas, creando lo que se conoce como malla. Una vez hecho esto, se plantean las ecuaciones de conservación en cada celda o volumen de control y, después, dicho sistema de ecuaciones en derivadas parciales se discretiza en un sistema de ecuaciones algebraicas el cual se resolverá iterativamente.

La gran importancia del CFD recae en que experimentalmente modelar ciertos ensayos puede resultar un proceso largo y costoso. Estas prácticas resultan condicionadas por el número de puntos de medición, la localización de estos o el carácter intrusivo de las técnicas utilizadas. Además, en algunos casos no es posible llevar a cabo los experimentos de manera económica y a escala real por lo que se hace necesaria la creación de prototipos con dimensiones diferentes de la original y extrapolar los resultados.

Es ahí donde gracias a la dinámica de fluidos computacional se pueden realizar estudios sin necesidad de una infraestructura experimental y todos sus inconvenientes asociados. No obstante, en los cálculos realizados mediante CFD se comenten determinadas hipótesis, aproximaciones o simplificaciones, además de errores asociados a la imprecisión de la discretización o de los métodos iterativos, por lo que conviene tener un amplio conocimiento y experiencia en el ámbito de estudio y/o validar los resultados obtenidos mediante experiencias o datos previos.

4.2.2. Ecuaciones de gobierno de la mecánica de fluidos

Como ya se ha comentado se deberán resolver las ecuaciones que rigen la mecánica de fluidos en cada elemento discretizado del dominio. A partir de Navier-Stokes se pueden encontrar las ecuaciones que describen un fluido de forma conservativa, que corresponden con la ecuación de conservación de la masa, de la cantidad de movimiento y de la energía. Estas ecuaciones se pueden expresar tanto de manera diferencial como integral, y son expuestas a continuación.

Conservación de la masa:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{u}) = 0 \quad (4.7)$$

Conservación de la cantidad de movimiento:

$$\frac{\partial(\rho\vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho\vec{u} \times \vec{u}) = -\nabla p + \nabla\vec{\tau} + \rho\vec{g} + \vec{F}_M \quad (4.8)$$

Conservación de la energía:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho e) + \nabla \cdot (\rho e\vec{u}) = -p \nabla \cdot (\vec{u}) + \nabla \cdot (\kappa \nabla T) + F_E \quad (4.9)$$

Ecuacion de transporte general:

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t}}_{\text{Variación temporal}} + \underbrace{\text{div}(\rho\phi\vec{u})}_{\text{Término convectivo}} = \underbrace{\text{div}(\Gamma_\phi \cdot \text{grad}(\phi))}_{\text{Término difusivo}} + \underbrace{F_\phi}_{\text{Término fuente}} \quad (4.10)$$

Ecuación	ϕ	Γ_ϕ	F_ϕ
Masa	1	-	-
Momento	\vec{u}	μ	$-\frac{\partial p}{\partial x_i} + \text{fuerzas másicas} + \text{términos viscosos}$
Energía	e	κ	$-p \nabla \cdot (\vec{u}) + \text{energías másicas} + \text{términos viscosos}$

Cuadro 4.1: Términos de las ecuaciones de consevación

En la ecuación 4.10 se puede observar la ecuación de transporte general y todos los términos que la comprenden, siendo ϕ un parámetro general. En la tabla 4.1 se particularizan estos términos para cada una de las ecuaciones de la conservación, viendo el valor que engloba cada coeficiente en cada una de ellas.

4.2.3. Etapas del proceso CFD

En una simulación CFD se pueden diferenciar 3 etapas principales: pre-proceso, cálculo y post-proceso.

El **pre-proceso** es la parte de la simulación donde se modela el problema a resolver. Es aquí donde se define la geometría y el dominio del problema, que pueden ser exportados de un programa externo o creados dentro del propio módulo del programa CFD. Este dominio se discretizará usando una malla. La malla utilizada determinará en gran parte el coste computacional y la precisión de los resultados, y es importante que los resultados sean independientes de su tamaño. En el preproceso se deben seleccionar las condiciones físicas del problema, eligiendo las características del fluido a simular, fenómenos físicos como la turbulencia y las condiciones de la que parte la simulación, así como las condiciones de contorno que tendrá cada límite o región.

Una vez modelado el problema y definidos todos los parámetros implicado, se debe determinar el **cálculo** o *solver* que determinará la solución del problema. El software Star-CCM+ resuelve mediante el método de los volúmenes finitos, cuyo esquema de discretización es visto en la sección 4.2.4. Las ecuaciones de deben discretizar de forma espacial, y en un caso de transitorio también temporalmente.

Las ecuaciones obtenidas ser resuelven en cada iteración para cada una de las celdas del dominio, existiendo dos enfoques de cálculo ya sea de forma segregada o acoplada. La resolución numérica *pressure-based* conocida como *segregated solver* en Star-CCM+ es usada para flujos incompresibles a bajas velocidades, resolviendo el campo de velocidades a partir de las ecuaciones de conservación del momento. Calcular mediante la resolución *density-based*, conocido como *coupled solver* en Star-CCM+, es adecuado para flujos compresibles a altas velocidades, obteniendo el campo de velocidades a partir de la ecuación de estado. De la misma manera las ecuaciones se resuelven de manera segregada o acoplada, siendo la segunda forma más costosa computacionalmente. En el caso de *density-based* siempre se procede a resolver de forma acoplada.

Cuando se resuelve un sistema un sistema acoplado de ecuaciones no lineales de forma segregada y linealizada conviene controlar las variaciones de cada variable. Este control se hace mediante unos factores de relajación determinados por el usuario que influyen en la robustez y el tiempo de convergencia.

Por último, el proceso iterativo se interrumpe cuando todos los sistemas de ecuaciones algebraicas se satisfacen con una cierta tolerancia, adquiriéndose la convergencia de resultados. Esta convergencia se puede considerar como válida cuando el flujo no presenta ninguna característica espuria, cuando la tasa de variación de las variables de interés es prácticamente nula o cuando los valores de los residuos descienden suficientes ordenes para un paso temporal, entre otros criterios de convergencia.

Finalmente, la última etapa corresponde al **post-proceso**. En este apartado se debe de revisar el modelo en primera instancia. De esta forma hay que garantizar que se ha alcanzado una independencia de malla, se deben realizar un análisis de sensibilidad con los parámetros que generen incertidumbre, y se debe de validar el modelo en configuraciones y puntos de funcionamientos similares. Una vez adquirida y validada la información se debe tratar adecuadamente visualizando los resultados mediante escenas y gráficas, y se obtienen conclusiones.

Todo este proceso se presenta a forma de diagrama en la figura 4.2 , donde se observa cada etapa y los diferentes pasos que se deben seguir para un adecuado estudio.

4.2.4. Discretización: Método de los volúmenes finitos (FVM)

Tras plantear las ecuaciones de conservación de forma integral y conservativa en volúmenes de control, existen diversos métodos para proceder a discretizarlas y ser resueltas numéricamente. Entre estos métodos destacan los métodos de las diferencias finitas, de los volúmenes finitos y de los elementos finitos, siendo el método de los volúmenes finitos el utilizado por el software Star-CCM+ y muchos otros programas CFD.

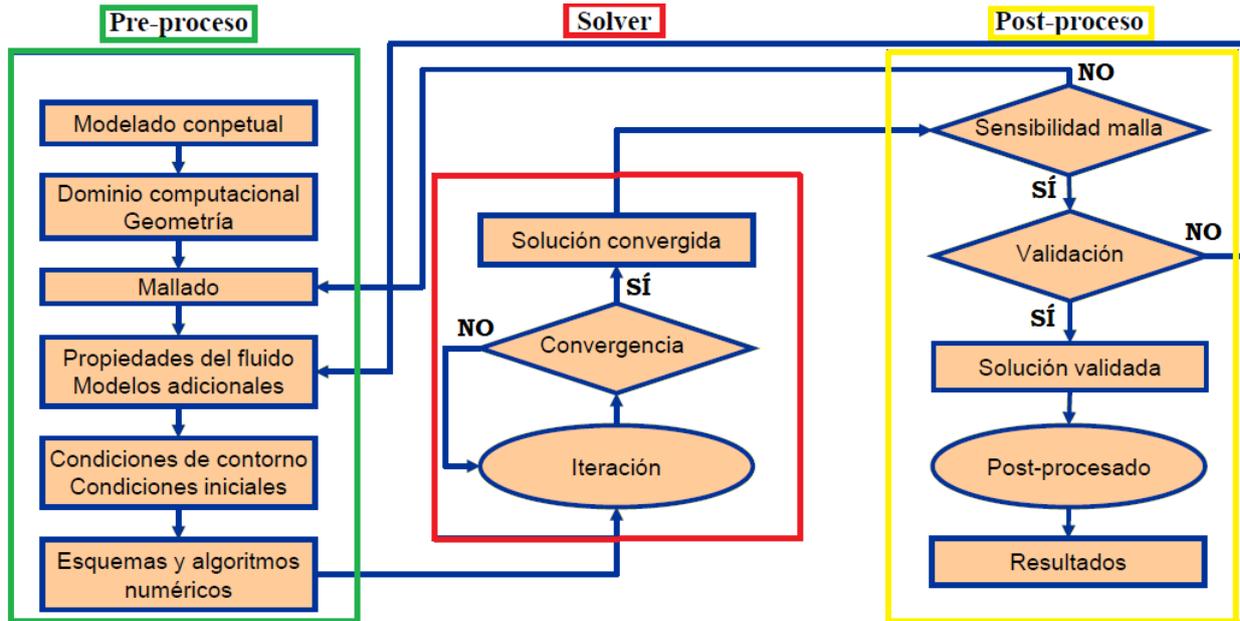


Figura 4.2: Etapas del CFD

Partiendo de las ecuaciones vistas en la sección 4.2.2 y de un dominio discretizado mediante una mallas volumétrica, se aplican las ecuaciones a cada celda creada, que actúa como un volumen de control.

La ecuación de transporte utilizada para cada volumen de control presenta la forma de la ecuación 4.11, que aplicada a cada celda queda como la ecuación 4.12.

$$\frac{d}{dt} \iiint_{V_c} (\rho\phi) d\Omega + \iint_{\Sigma_c} \phi (\rho\vec{u}) \cdot \vec{n} d\sigma = \iint_{\Sigma_c} \Gamma_\phi \cdot \nabla\phi \vec{n} d\sigma + \iiint_{V_c} F_\phi d\Omega \quad (4.11)$$

$$\frac{d(\rho_p\phi_p)}{dt} V + \sum_1^{N_f} \phi_f (\rho_f\vec{u}_f) \cdot \vec{A}_f = \sum_1^{N_f} \Gamma_{\phi,f} \cdot \nabla\phi_f \vec{A}_f + F_{\phi,f} V \quad (4.12)$$

Los valores discretizados en las caras de la celda (ϕ_f) se relacionan con los valores del centroide de la celda considerada (ϕ_p) y de sus vecinas (ϕ_{nb}) empleando esquemas de discretización. Se debe tener para cada ecuación de transporte un sistema de ecuaciones algebraicas de orden igual al número de celdas. Estas ecuaciones son ensabladas y se resuelve el sistema algebraico iterativamente hasta alcanzar la tolerancia deseada.

Cada término de la ecuación de transporte contará con su esquema de discretización. Para el término difusivo el coeficiente Γ_ϕ se suele resolver mediante una media armónica, y el gradiente mediante una reconstrucción *Green-Gauss* o por mínimos cuadrados buscando una discretización de segundo orden.

El término convectivo tiene más posibilidades de resolución, y debe cumplir siempre tres propiedades siendo un término convectivo, acotado y transportivo. Algunos de los esquemas utilizados son CDS (*Central Differencing Scheme*) recomendable para LES, y

diferentes esquemas *Upwind* en los que las propiedades y magnitudes de las caras de la celda se calculan a partir de los valores de la celda que se encuentra aguas arriba en relación con la velocidad normal. Los métodos *Upwind* cumplen las tres propiedades, siendo el de segundo orden el más utilizado en RANS ya que aporta menor difusión numérica. También existen esquemas de mayor orden como *QUICK* o *MUSCL*, y cabe destacar que el usuario será el responsable de elegir el esquema adecuado atendiendo a la precisión deseada, la calidad de la malla y el coste computacional.

Finalmente, para la discretización del término temporal puede hacerse mediante dos esquemas: de forma explícita, obteniendo directamente el nuevo valor de la función en cada iteración restringiendo el paso temporal por la condición de Courant-Friedrichs-Lewis (CFL) que debe ser menor a la unidad; o de forma implícita, que supone ejecutar sub-iteraciones internas por paso temporal hasta que converja, permitiendo un CFL mayor pero perdiendo estabilidad.

4.2.5. Modelado de la turbulencia

El flujo turbulento se caracteriza por las variaciones caóticas de las propiedades del flujo, donde aparecen vórtices no estacionarios de diversos tamaños que interactúan entre ellos. Algunas singularidades de este flujo son una baja difusión de momento, alta convección y cambio espacio-temporales rápidos de velocidad y presión. Se presenta generalmente en forma de torbellinos de diferentes tamaños conocidos como escalas de turbulencia. Entre las diferentes escalas y tamaños se transmite la energía del flujo hasta que queda disipada por la viscosidad del flujo.

Al incluir la turbulencia en las ecuaciones de Navier-Stokes todos los términos pasan a ser del mismo orden, por lo que no puede despreciarse ninguno y las ecuaciones carecen de solución analítica debido a su no linealidad. Por tanto, nace la necesidad de modelar el comportamiento de la turbulencia mediante diferentes aproximaciones para proceder a su estudio de forma numérica. Estos modelos se usan dependiendo de la escala de turbulencia que se quiera resolver, y se presentan a continuación los más utilizados.

- *Direct Numerical Simulation* (DNS): Resuelve las ecuaciones completas de Navier-Stokes para lograr modelar todas las escalas de turbulencia. Debe contar con una malla muy fina, y su tiempo y coste computacional son muy elevados.
- *Scale-Resolving Simulations* (SRS): únicamente se resuelven las escalas grandes, mientras que las más pequeñas se modelan (homogéneas e isotropas). Se usa un filtro para separar las diferentes escalas de turbulencia, existiendo modelos como *Large Eddy Simulation* (LES) o *Detached Eddy Simulation* (DES).
- *Reynolds Average Navier Stokes* (RANS): modelo basado en la descomposición de las variables del flujo en un valor medio y otro fluctuante. Al añadirse nuevas incógnitas se deben añadir más ecuaciones al sistema original. Existen varios modelos dependiendo de las ecuaciones añadidas, presentados con mas detalle a continuación.

Reynolds Averaged Navier Stokes (*RANS*)

Como se ha comentado los modelos *RANS* se basan en la descomposición de las variables de flujo en valores medios y fluctuaciones. Cuando la descomposición se aplica a la ecuación de Navier-Stokes surge un término extra conocido como Tensor de esfuerzos de Reynolds y se necesita una metodología para poder realizar la clausura de las ecuaciones. Este problema de cierre es debido a que aparecen más incógnitas que ecuaciones.

Los modelos que utilizan 1 y 2 ecuaciones incorporan una ecuación de transporte diferencial para la escala de velocidades turbulentas (o la energía cinética turbulenta relacionada) y en el caso de los modelos de 2 ecuaciones otra ecuación de transporte para la escala de longitudes, utilizando las "Hipótesis de Boussinesq" que modelan la turbulencia mediante cascadas de energía entre escalas grandes y pequeñas de torbellinos. Muchos de estos modelos de pocas ecuaciones se basan en datos empíricos para mejorar la predicción de la turbulencia, del mismo modo contar con más ecuaciones se asegura que el problema de cierre del sistema algebraico se satisfaga correctamente. Algunos de los modelos RANS más comunes se presentan a continuación:

- Spalart–Allmaras: modelo de 1 ecuación diseñado específicamente para aplicaciones aeroespaciales que involucran flujos limitados por paredes, pero también con buenos resultados para capas límites sujetas a gradientes de presión adversos.
- $\kappa - \epsilon$: modelo de 2 ecuaciones que resuelve la ecuación de transporte para la energía cinética turbulenta (κ) y el ratio de disipación turbulenta (ϵ). Destaca por modelar bien el flujo libre en el campo lejano, pero sobreestima la energía cinética turbulenta. Es un modelo semiempírico que cuenta con dos submodelos singulares: *Standard* $\kappa - \epsilon$ y realizable $\kappa - \epsilon$.
- $\kappa - \omega$: modelo de 2 ecuaciones que resuelve las variables de energía cinética turbulenta (κ) y el ratio de disipación específico (ω). Está ideado para capas límite en contacto con paredes y bajo *Re*, así como para flujo transitorio. También se basa en experiencias empíricas y cuenta con submodelos como: *Standard* $\kappa - \omega$ y SST $\kappa - \omega$.
- Reynolds Stress Model (RSM): son modelos de cierre de turbulencia que cuentan con un mayor número mayor de ecuaciones, y representan el modelo de turbulencia clásico más completo. En estos modelos las hipótesis sobre la viscosidad de los torbellinos no se tienen en consideración, y se resuelve directamente el tensor de Reynolds, calculando todos sus componentes. De este modo, es un modelo que predice de forma más exacta flujos complejos, ya que tiene en cuenta el efecto de la anisotropía de la turbulencia.

El uso del RSM permite simular interacciones complejas en campos de flujo turbulento, como efectos direccionales del tensor de Reynolds.

Los modelos basados en la viscosidad como el $\kappa - \epsilon$ y el $\kappa - \omega$ tienen importantes deficiencias en los complejos flujos turbulentos de la vida real que se encuentran a menudo en las aplicaciones de ingeniería. En los flujos con altos grados de anisotropía, con gran curvatura de la línea de corriente, con separación o con zonas de recirculación no modelan correctamente determinados efectos.

En los flujos turbulentos en descomposición se ha observado que el estado de la turbulencia se aproxima rápidamente a un estado isotrópico con la equiparación de la energía

cinética turbulenta entre los componentes del tensor de Reynolds. Los modelos basados en la viscosidad de los torbellinos nunca podrán replicar este retorno al comportamiento isotrópico, ni pueden replicar el comportamiento de los flujos turbulentos cuando existe una distorsión, donde el flujo turbulento se comporta esencialmente como un medio elástico (en lugar de viscoso).

De este modo, se puede decir que los modelos RSM presentan ventajas como que resuelven la totalidad de los componentes de la ecuación de transporte turbulenta, es un modelo general que funciona razonablemente bien para una gran cantidad de tipos de flujo, solo requiere de unas condiciones iniciales y de contorno para su uso, y presenta un tiempo computacional significativamente menor que otros modelos como DNS o LES.

Modelado capa límite

Una de las regiones más importantes a la hora de realizar la simulación es la zona de las proximidades a la pared. Como resultado de los esfuerzos cortantes debidos a la viscosidad en la superficie en contacto con un fluido en movimiento aparece la capa límite. Esta región debe ser mallada de una manera precisa para poder modelar los efectos que ocurren en ella. Resulta muy importante captar la interacción entre flujo y cuerpo que se producirá en un perfil alar, por lo que se procederá a un refinamiento de las celdas en esa zona gracias a la herramienta de *Prism Layer Meshing* de Star-CCM+.

Para comprobar que el mallado se ha realizado correctamente se utiliza la denominada ley de la pared, donde se define una distancia y_+ adimensional entre la capa límite y centroide de la celda más próxima.

$$y_+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad (4.13)$$

Esta distancia adimensional y_+ , que depende de la velocidad de fricción (u_{τ}) y la viscosidad cinemática (ν) permite definir distintas regiones dentro de la capa límite que cuentan con distinta naturaleza. Existen tres subcapas dentro de la región interna de la capa límite representadas en la figura 4.3: la subcapa viscosa ($y_+ < 5$), la capa *buffer* ($5 < y_+ < 30$) y la capa límite logarítmica ($y_+ > 30$).

La subcapa viscosa está dominada por efectos viscosos y es prácticamente laminar, mientras que la subcapa logarítmica coexisten tanto efectos viscosos como turbulentos. La región denominada como capa *buffer* es una transición entre las dos subcapas anteriores. La distancia y_+ define el rango de estas subcapas.

Dependiendo del modelo de turbulencia seleccionado se plantea el mallado de la región cercana a la pared con celdas de mayor o menor tamaño. Si se resuelve para 'bajo y_+ ' se necesita una malla muy fina, mientras que para un tratamiento de 'alto y_+ ' no se resuelve la capa viscosa y la capa límite se modela con celdas que se encuentren en la subcapa logarítmica ($y_+ > 30$).

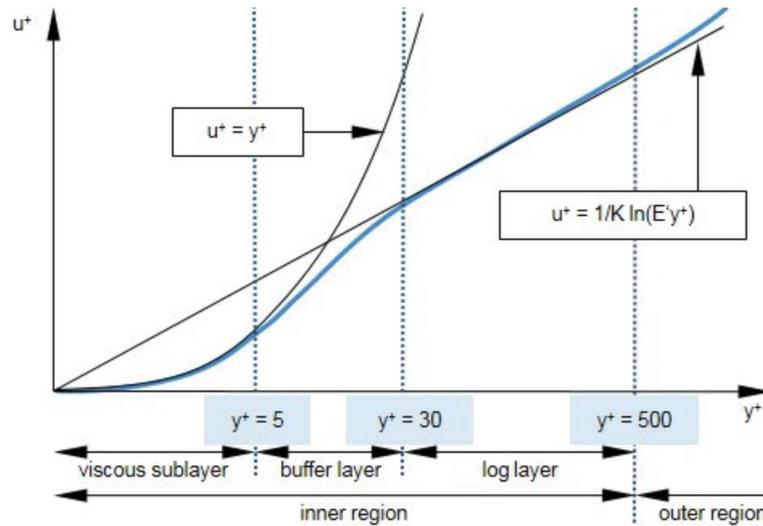


Figura 4.3: Subcapas presentes en la ley de la pared

4.2.6. Geometría

Dominio y regiones

Para el presente estudio se ha importado la geometría del perfil *NACA0012* como una curva. La simulación requiere la creación de un dominio alrededor del perfil donde el flujo será estudiado en las cercanías del sólido. Este dominio debe tener unas dimensiones considerables para que no se produzca el denominado efecto túnel, y que el flujo pueda desarrollarse completamente. Generalmente los valores mínimos aceptables son una anchura de 40 cuerdas y una longitud lo suficientemente larga para donde se desarrolle la estela correctamente. La cuerda posee una longitud de 1m.

El dominio utilizado se representa de forma simplificada en la figura 4.4. Las dimensiones de la figura no están sujetas a ninguna escala y se presentan de esa forma para un mejor impacto visual.

Una región en un caso 2D es un área del dominio que está rodeada por unos límites o contornos. En este caso se pueden observar dos regiones diferenciadas: un dominio principal con dimensiones de 70 por 40 cuerdas, y una región circular de 4 cuerdas de diámetro rodeando al perfil que corresponderá a la zona donde se procederá al mallado *overset*.

Región	Condiciones de contorno
Perfil alar	<i>Wall</i>
Inlet	<i>Free Stream</i>
Outlet	<i>Pressure Outlet</i>
Paredes	<i>Free Stream</i>
Overset Interface	<i>Overset Mesh</i>

Cuadro 4.2: Condiciones de contorno en cada uno de los límites

Las condiciones de contorno que se fijan en los diferentes límites del dominio se presentan en la tabla 4.2. En los límites fijados como *Free Stream* o flujo libre se imponen los valores

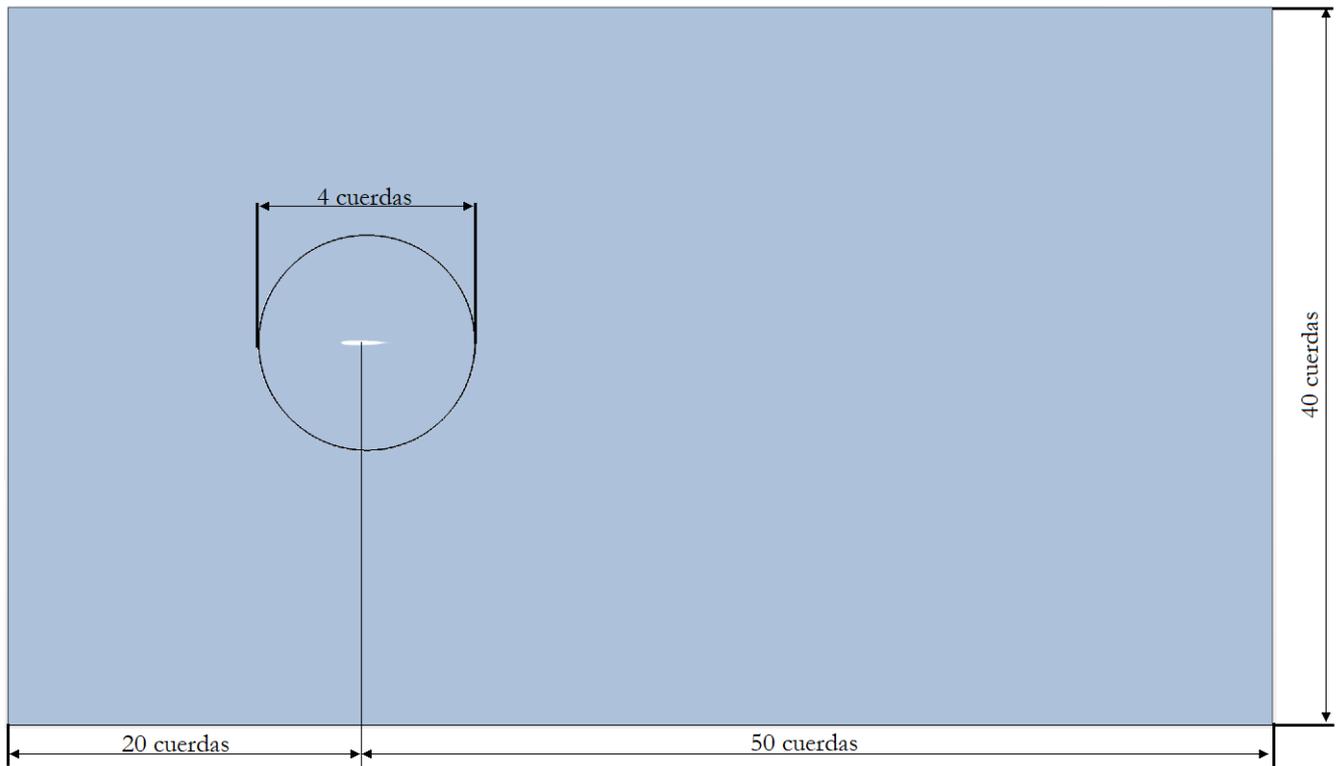


Figura 4.4: Dominio simplificado (no a escala)

de velocidad, presión y temperatura de flujo libre (M_∞ , p_∞ y T_∞). En la frontera de salida o *Outlet* se fija la condición de presión (p_∞). La restricción de *Wall* o pared en el perfil alar implica la condición de no deslizamiento. Finalmente la condición de *Interface* entre la región *overset* y el dominio principal es necesaria para mantener una conexión entre ambas regiones.

Las condiciones de simulación en las que se desarrollará el problema serán las correspondientes al nivel del mar con un número de *Reynolds* de 10^7 y una temperatura de $300K$. Para estas condiciones se llevarán a cabo diferentes estudios variando la velocidad del flujo y el ángulo de ataque del perfil gracias a la rotación de la malla *overset*.

4.2.7. Malla

Clasificación y tipos de elementos

Existen diferentes tipos de malla atendiendo a su estructura, su organización y su construcción. La elección de la misma debe ajustarse a las necesidades del problema y constituye un elemento clave en cuestión de coste computacional y la precisión de los resultados. Alguna de los diferentes tipos de elementos que pueden conformar una malla se exponen a continuación.

Atendiendo a su **estructura** los elementos de la malla pueden construirse en 2D y 3D:

Elementos 2D:

- Triángulos: tipo de elemento más simple a la hora de mallar, siendo rápidos y fáciles de crear. No tienen porque tener una posición en concreto por lo que son adecuados para mallar regiones donde no se conoce el comportamiento del flujo. Como contra a su simplicidad es que se necesitan un mayor número de elementos.
- Cuadriláteros: muy adecuado para contornos regulares y dominios ortogonales, ya que son incapaces de ajustarse a geometrías complejas o angulosas. A diferencia de los triángulos, cuentan con una dirección preferente de cálculo, por lo que se debe conocer la evolución del flujo antes de ser utilizados.
- Polígonos: presentan mucha versatilidad y requieren menor número de elementos que los triángulos.

Elementos 3D:

- Tetraedros: presentan comportamiento similar a los triangulares en entornos tridimensionales. Constan de 4 caras triangulares, 4 vértices y 6 aristas, y normalmente se generan de forma automática.
- Hexaedros: análogos a los cuadrados para espacio 3D, formados por 6 caras cuadrilaterales, 8 vértices y 12 aristas. Tienen una precisión elevada en comparación con otras geometrías.
- Prismas triangulares: también utilizados como elementos de transición en mallas híbridas, o soslayar geometrías con esquinas.
- Pirámides: comúnmente utilizadas como elementos de transición entre tetraedros y hexaedros, usando como base un cuadrilátero.
- Poliedros: geometría que no cuenta con número de caras, vértices o aristas determinado. Su formación se deriva de una malla tetraédrica mediante la formación de polígonos alrededor de cada uno de sus nodos. De esta forma presenta propiedades similares a la de los triángulos pero utilizando un menor número de elementos. Las celdas formadas se adaptan a cualquier tipo de flujo con una deformación mínima. El uso de esta celda requiere más operaciones en cada celda ya que están rodeadas por un mayor número de celdas vecinas, pero esto hace aumentar la precisión y fiabilidad del cálculo.

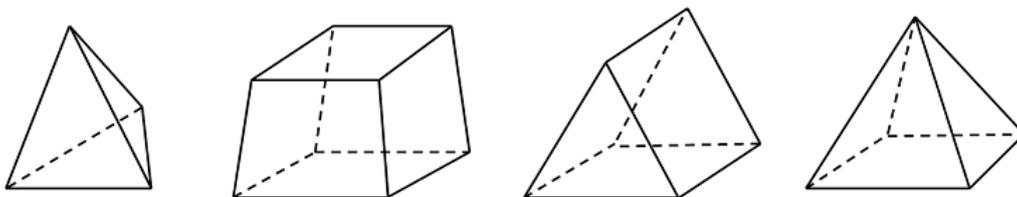


Figura 4.5: Geometrías 3D de mallado

Las mallas también se pueden clasificar atendiendo a la forma en la que se conectan los elementos, por lo que existen diferentes tipos de **estructura** de mallado:

- Malla estructurada: existe una conectividad regular entre sus elementos, que además son regulares, particularmente cuadriláteros o hexaedros. Los elementos están unívocamente identificados usando tantos índices (i, j, k) como dimensiones tenga la entidad mallada. Sus ventajas son una discretización más sencilla y precisa, pudiendo utilizar diversos algoritmos. Por contra es difícil de aplicar en geometrías complejas y requiere ser guiada por el usuario.
- Malla no estructurada: no hay definida una conectividad regular entre los elementos, sin ningún tipo de orden entre las celdas y los nodos. Algunas de sus ventajas es que se genera de forma automática a partir de un algoritmo empleado por el programa CFD y que se adapta más fácilmente a geometrías complejas usando cualquier tipo de elementos.
- Malla híbrida: una malla híbrida es una combinación de las dos anteriores usando un mallado no estructurado en zonas alejadas del cuerpo y un mallado estructurado en las inmediaciones para buscar más precisión e intentando combinar las ventajas de ambas mallas.

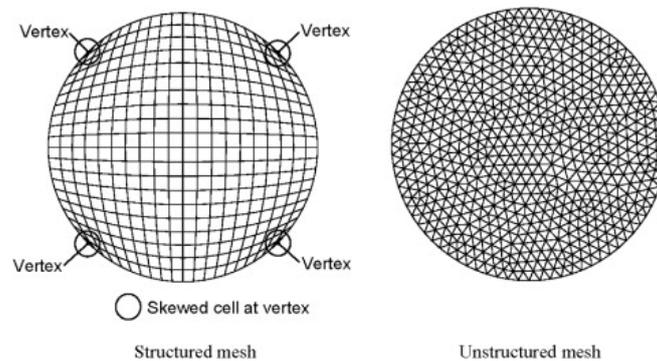


Figura 4.6: Tipos de malla según el orden

Finalmente existen otros indicadores que muestran la calidad de una malla, como pueden ser:

- Densidad de malla: expresa el número de elementos por unidad de área de mallado. Es importante que este parámetro sea más elevado en las regiones de interés de estudio y cerca de las superficies donde hay más gradientes. Esto comporta mayor precisión ligada a un mayor coste computacional.
- Asimetría: el parámetro de asimetría o *skewness* indica la deformación de cada una de las celdas de la malla. Que los elementos sean muy deformes aumenta el error de discretización.
- Ortogonalidad: indica la perpendicularidad entre las líneas de las celdas en sus intersecciones, y cuanto mayor sea su perpendicularidad existirá menor error de discretización.
- Transición (*Smoothness*): si existen varias regiones de mallado con diferentes densidades de malla los elementos contiguos entre los diferentes dominios no deberían tener un tamaño superior al 20%. Con un tamaño similar entre estas celdas existe una transición mas suave que aporta mayor calidad a la solución y evita conflictos como la divergencia.

- *Aspect Ratio*: expresa la relación entre el eje más corto y el más largo de un elemento, indicando cuan achatado está. Se procurará un *Aspect Ratio* menor que 10 en el flujo libre y de hasta 100 en la capa límite.

Overset mesh

Una malla *overset*, también conocida como *Chimera* o malla superpuesta, es usada para discretizar un dominio computacional usando diferentes mallas que se superponen unas a otras, siendo de gran utilidad para problemas con objetos móviles.

Mediante del estudio del movimiento de una región *overset* se agiliza el proceso de cálculo sin necesidad de rehacer el mallado del problema de nuevo. Las región *overset* y el dominio principal cuentan con dos mallados diferentes superpuestos. El contacto entre las dos mallas es una interfaz que permite el intercambio de datos entre ellas. Se distinguen tres tipos de celdas en una malla *overset*: activas, inactivas y receptoras. Las celdas activas son en las que se resuelven las ecuaciones, mientras que en las celdas inactivas no, pero se encuentran preparadas para actuar en caso de que se mueva la región *overset*. Las células receptoras son aquellas que separan las células activas de las inactivas y se encuentran en la interfaz. Se interpolan las variables que provienen de las celdas donantes de una región a las células receptoras de la otra región. Estas celdas donantes de la región de origen son aquellas celdas activas más próximas a las celdas receptoras de la otra región.

La solución se calcula para todas las celdas activas en todas las regiones simultáneamente, es decir, las mallas están acopladas implícitamente. Cuando se computa el valor de una variable en una celda aceptora de una región dentro de las ecuaciones discretizadas, se utiliza una mezcla de valores de la variable en celdas donantes de otra región. Este valor se refleja directamente en la matriz de coeficientes del sistema de ecuaciones algebraicas. Este estrecho acoplamiento de las regiones superpuestas permite una solución que se encuentra dentro de un nivel arbitrariamente bajo de errores de iteración. La tasa de convergencia del método de solución iterativa es, por lo tanto, similar a la de una malla única.

Como inconvenientes de este método destacan la no conservación del mismo en cuanto a la conservación de masa, lo que explica la necesidad de conseguir una malla adecuada en la interfase, siendo las celdas circundantes a la región de *overset* de un tamaño similar a las suyas, de manera que la pérdida de datos sea la menor posible.

Descripción del mallado utilizado

El mallado del dominio se ha realizado mediante una malla no estructurada con elementos poligonales combinado con un tratamiento del mallado prismático en la capa límite. El mallado 2D se ha realizado de forma automática con los algoritmos del módulo de mallado de STAR-CCM+.

El uso de esta malla híbrida proporciona ventajas como que no requiere construir un algoritmo específico de mallado, que contiene un menor número de celdas que otras mallas y cada una de ellas está rodeada de un gran número de celdas vecinas, que es una malla con gran precisión, y que tiene un nivel de convergencia rápido con menor número de iteraciones.

La malla está compuesta por dos partes principales: un dominio principal al que se le superpone una región con mallado overset. Las características de la misma se pueden observar en las figuras 4.7 y 4.8. Se contará con el uso de una malla overset para poder modelar el movimiento del perfil de una manera más sencilla. Las características y ventajas de este tipo de metodología ya han sido comentadas anteriormente.

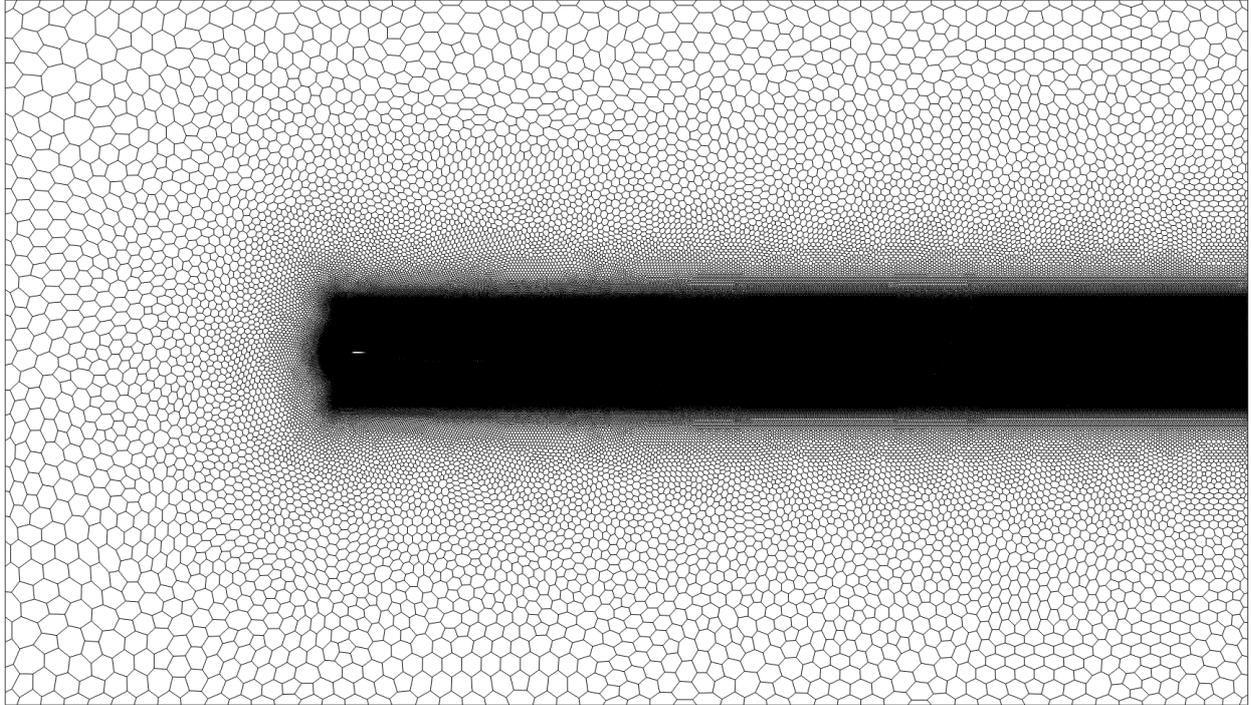


Figura 4.7: Malla completa en todo el dominio

Cabe prestar especial atención a la interfase generada entre la superposición de las dos celdas. Las celdas necesariamente han de ser de tamaño similar para que no se cree una superposición de celdas de mala calidad o se pierda información. Ante el movimiento de la malla overset esa interfase será recalculada continuamente. Tanto la malla overset creada como la interferencia entre las dos mallas son presentadas en la figura 4.8.

A su vez, se han constituido otras regiones de refinamiento donde el tamaño de las celdas son menores, como en la región por encima del perfil así como en la estela que sigue al perfil.

Finalmente, el tratamiento de la capa límite seleccionado es el de la subcapa viscosa (bajo y^+), asegurando un $y^+ < 5$ al contar con un mallado de capa límite de 10 celdas de espesor de $1 \cdot 10^{-4}$.

Los modelos utilizados en los estudios siguientes dependerán de la configuración del caso a estudiar, y se presentarán en el capítulo 5 junto a los resultados y su análisis.

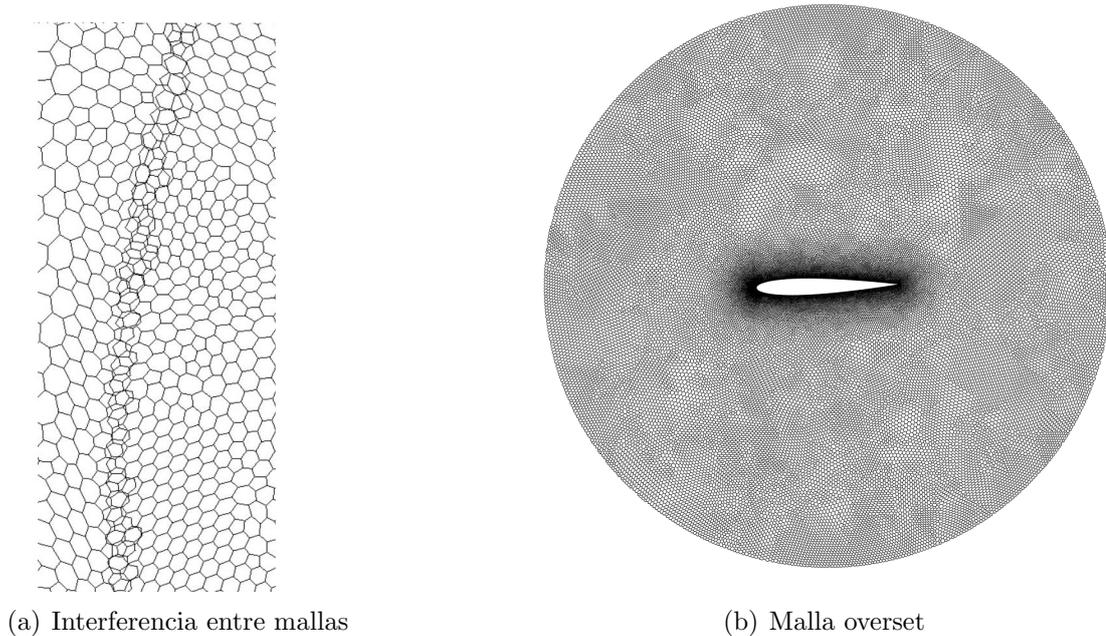


Figura 4.8: Malla *overset*

Análisis de mallado

Existen varios indicadores para determinar la calidad de las celdas construidas. Algunos de ellos que proporciona STAR-CCM+ son presentados a continuación.

El indicador de **Face Validity** determina cómo de correctas son las componentes geométricas normales a las caras con respecto al centroide, siendo de buena calidad las normales que apuntan hacia afuera. Las celdas de mala calidad contienen al menos una normal que apunta hacia adentro de la geometría. Todas las celdas construidas cuentan con un *Face Validity* de **1**, por lo que se aceptan como celdas de calidad con todas las normales a las caras apuntando lejos del centroide.

La medida **Volume Change** describe la variación de volumen entre una celda y la celda vecina más grande. Si el valor es 1 indica que la celda es el mismo tamaño de las que le rodean. Es importante que esta variación de tamaño no sea elevada, siendo consideradas las celdas por debajo de 0.01 de mala calidad. En la malla generada los valores obtenidos para este parámetro son presentados en la figura 4.9, y oscilan entre 0.4 y 1 para ambas regiones, no habiendo ninguna celda por debajo de 0.1, por lo que se considera de buena calidad.

El parámetro de **Skewness Angle** indica si la formación de de las celdas permite correctamente o limita la difusión de cantidades. El ángulo de *Skewness* está formado por el vector normal a la cara evaluada y el vector que une los dos centroides de las celdas conectadas. De este modo, un ángulo de 0 grados indica que las celdas son ortogonales, y a partir de 85 grados son consideradas malas celdas. Este indicador lo observamos en la figura 4.9, y no se obtienen valores mayores a 35 grados.

La función de campo **Least Squares Quality** indica la localización física del centroide

de la celda evaluada relativa a los centroides de las celdas que la rodean. Las células de mayor calidad cuentan con un valor de 1 en este parámetro. Como se observa en la figura 4.9, la mayoría de celdas son próximas a la unidad.

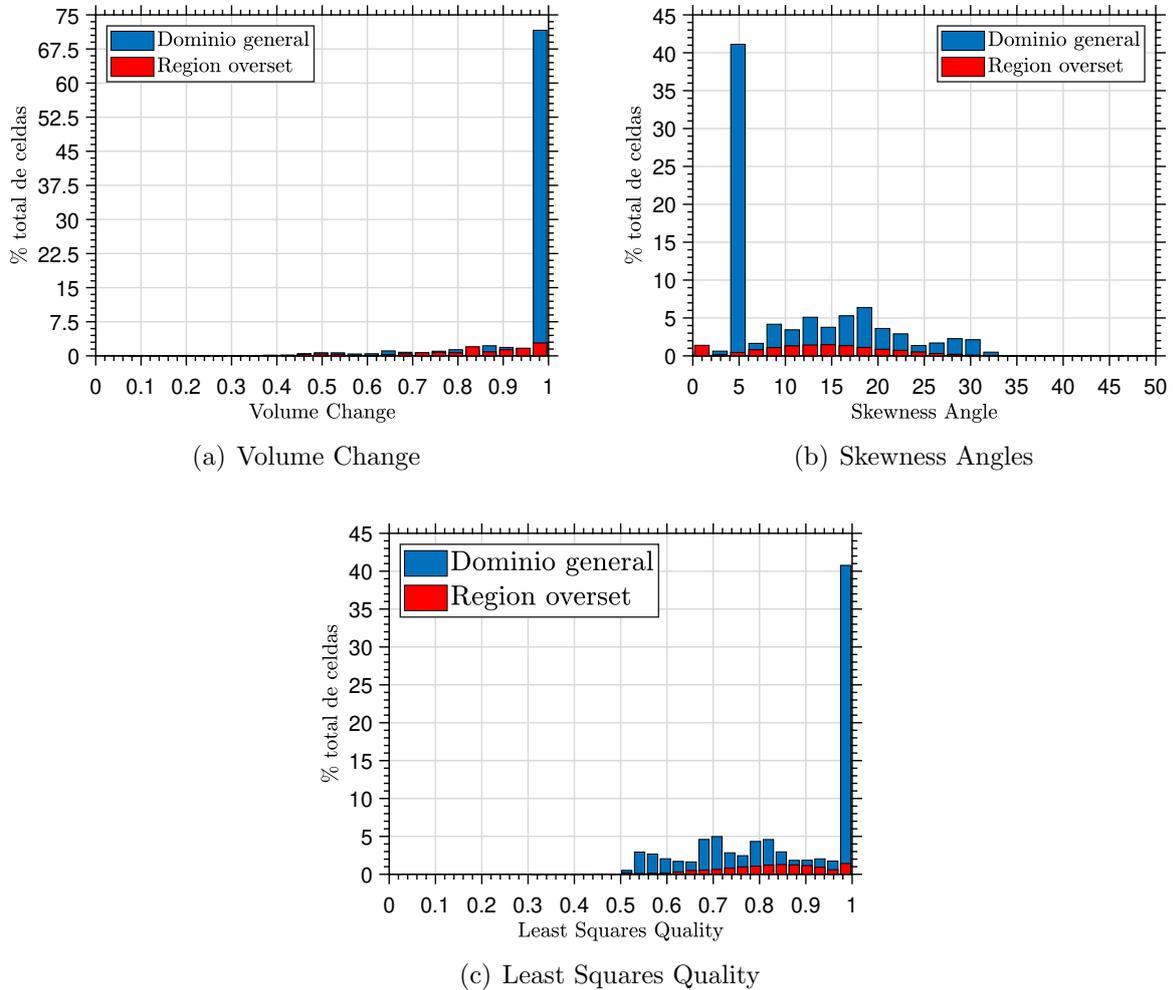


Figura 4.9: Parámetros de calidad de malla

Otro parámetro como el **Chevron Quality Indicator** permite identificar las celdas Chevron, que son consideradas de mala calidad. Las celdas *Chevron* son pares de celdas delgadas que se unen en una cara común de tal manera que la línea que une los dos centroides de las mismas no pasa por esa cara de unión. El parámetro nos indica que no existe ninguna celda de este tipo.

Independencia de malla

Con la independencia de malla se debe asegurar que el tamaño de la malla y el número de elementos por los que está compuesta no afecte a la resolución del problema. Para ello, se comparan diferentes mallas más o menos refinadas hasta que la calidad de los resultados sea similar entre ellas.

El proceso de comparación de resultados en esta ocasión se lleva a cabo de forma estacionaria para diferentes ángulos de ataque comparando los coeficientes de fuerzas y momento obtenidos. Todos ellos se presentan en la tabla 4.3.

	Malla 1: 40k celdas			Malla 2: 107k celdas		
α	C_D	C_L	C_M	C_D	C_L	C_M
0°	0.00747	0.0001	0.0000	0.00861	0.0000	0.0000
2,5°	0.00794	0.2775	-0.0696	0.00903	0.2774	-0.0697
5°	0.00945	0.5467	-0.1379	0.01029	0.5478	-0.1383
10°	0.01754	1.0277	-0.2634	0.01706	1.0317	-0.2651

	Malla 3: 194k celdas			Malla 4: 327k celdas		
α	C_D	C_L	C_M	C_D	C_L	C_M
0°	0.00861	0.0000	0.0000	0.00861	0.00127	0.0000
2,5°	0.00903	0.2774	-0.0697	0.00903	0.27736	-0.0697
5°	0.0103	0.5478	-0.13829	0.0103	0.5478	-0.1383
10°	0.01706	1.0317	-0.2651	0.01712	1.03103	-0.2650

Cuadro 4.3: Comparación de los coeficientes 2D para diferentes ángulos de ataque en las 3 mallas utilizadas.

Se observa que la malla de 107 mil elementos ya presenta resultados de calidad en comparación con mallas que cuentan con el doble o el triple de elementos.

No obstante, según el problema que se vaya a tratar se seleccionará una malla más o menos refinada. Por este motivo, en cada apartado del capítulo 5 se hará una valoración y selección de malla tratando de utilizar la que se ajuste más a las necesidades del problema.

5 | RESULTADOS

En este capítulo se presentarán los resultados obtenidos mediante los estudios numéricos realizados en un perfil NACA0012. En la primera parte de los resultados se presentará una simulación en un perfil estático, donde se observarán tanto las condiciones límite en las que se produce el fenómeno del *buffet* como su estudio en condiciones desarrolladas permitiendo describir y entender la naturaleza del mismo. En la segunda parte de los resultados se procederá a un estudio de un grado de libertad mediante la implantación de un muelle a torsión. De este modo se podrá modelar la interacción dinámica entre fluido y estructura, y, mediante un estudio paramétrico, observar de que manera se puede eludir este fenómeno.

5.1. Introducción

Como se ha comentado en la sección 3.6.1, McDevitt y Okuno [13] realizaron un estudio experimental donde midieron las condiciones en las que se produce el fenómeno de *buffet* para un amplio rango de condiciones de velocidades, Reynolds y ángulos de ataque. De esta forma, los resultados obtenidos por ellos se tomarán como base para el estudio de la aparición y desaparición del fenómeno.

En base a los resultados experimentales para unas condiciones de flujo de $Re = 10^7$ y un $M_\infty = 0,72$, se determinó que el fenómeno se produce entre ángulos de ataque de $4,6^\circ$ y 9° , siendo a 6° donde se produce el fenómeno totalmente desarrollado.

Perfil	$t/c_{max}(\%)$	$X_{t/c}(\%)$	M_∞	$\alpha_{on}(\circ)$	$\alpha_{off}(\circ)$	$\alpha_d(\circ)$	$\overline{f_d}$	ΔCL_d	X_{sd}/c
NACA 0012	12	30	0.72	4.6	9	6	0.5	0.46	0.26

Cuadro 5.1: Condiciones del fenómeno de *buffet* en el perfil NACA0012

Estas características de la aparición del *buffet* quedan reflejadas a modo resumen en la tabla 5.1. Los subíndices '*on*' y '*off*' indican la aparición y desaparición del fenómeno (*onset* y *offset*), delimitando la zona en la que existe el *buffet* en el perfil, mientras que el subíndice '*d*', indica las condiciones desarrolladas del fenómeno, y por tanto es donde se podrá captar mejor su naturaleza.

El parámetro t/c representa la máxima relación de grosor, y $X_{t/c}$ la posición donde se encuentra. También se obtiene la variación de sustentación (ΔCL_d), y el rango por el cual la onda viaja aguas arriba y abajo (X_{sd}/c).

Finalmente cabe destacar la inclusión del parámetro adimensional de frecuencia reducida (\bar{f}), que queda definido en la ecuación 5.1, y del tiempo adimensional (\bar{t}), en la expresión 5.2, que permitirán tratar la información de manera más adecuada.

$$\bar{f} = \frac{2\pi fc}{U_\infty} \quad (5.1)$$

$$\bar{t} = \frac{t \cdot V_\infty}{c} \quad (5.2)$$

5.2. Aparición del *buffet* - Estudio rígido

El objetivo de esta sección es el estudio y predicción del fenómeno de *buffet* y del movimiento autosostenido de la onda de choque que se produce. Tras una revisión teórica de los estudios anteriores y la evolución en el descubrimiento de este fenómeno vista anteriormente, se pretende realizar un estudio numérico para encontrar las oscilaciones de choque en el extradós del perfil NACA0012. Cabe destacar que el fenómeno del *buffet* cuenta con diferentes enfoques dependiendo del autor y las condiciones seleccionadas (perfil biconvexo, simétrico, supercrítico), pero la más ampliamente aceptada es la teoría de Lee con el enfoque de Raghunathan, vista en la sección 3.4.

Antes de nada, se debe indicar la metodología seleccionada para el estudio. En primera instancia se trata de una simulación en la que el perfil se encuentra completamente rígido y sobre el cual se producirá un fenómeno no estacionario, por lo que se usará el modelo *unsteady* que proporciona Star-CCM+ partiendo de un caso *steady* convergido. Los valores tomados que aseguran que el efecto transitorio se produzca serán seleccionados en la sección 5.2.1 en detalle asegurando la independencia del paso temporal y las iteraciones internas. En cuanto a la malla seleccionada, al tratarse de un estudio para captar un fenómeno que en ocasiones es difícil de obtener debido a su baja frecuencia de oscilación, se ha optado por usar la más fina para el estudio estático (sección 4.2.7). Por regla general se afirma que se debe tener un suficiente refinamiento de malla en la región de la onda, siendo su tamaño como máximo de un 5 a un 9% de la cuerda, lo que es cumplido por la malla utilizada.

Un aspecto primordial en este estudio en particular es la selección del modelo de turbulencia, ya que no todos los modelos son eficaces a la hora de predecir el *buffet*. Autores como Barakos [27] y Gonçalves [28] han estudiado el efecto de cómo con diferentes cierres de turbulencia se obtienen resultados que concuerdan con los experimentales o que en algunos casos no se capta el fenómeno. En base a su experiencia y tras probar con diferentes modelos de turbulencia con menor coste computacional que dieron resultados satisfactorios, se ha seleccionado el modelo de *Reynolds Stress Model (RSM)* en su variación de *Linear Pressure Strain*, ya que presenta sensibilidad y precisión suficiente para predecir y modelar el *buffet*.

Otros modelos como el *Spalart-Allmaras* o $\kappa - \omega$ *SST* son usados también en diversos estudios, pero pueden llegar a subestimar el fenómeno y no captarlo para determinados ángulos. En la sección 4.2.5 se presentaron las bondades e inconvenientes del uso del RSM en comparación con otros modelos.

5.2.1. Independencia del paso temporal e iteraciones internas

Para poder realizar un estudio no estacionario se deben seleccionar los parámetros adecuados que permitan obtener resultados que concuerden con los de la realidad asegurando un gasto computacional no demasiado elevado. Unos de los elementos claves en una solución no estacionaria es la forma de discretizar el término temporal de la ecuación de transporte. Como se explicó en la sección 4.2.4, existen dos métodos para poder calcular este término y para este caso se ha optado por una discretización de forma implícita.

En la discretización implícita se deben seleccionar un paso temporal y unas iteraciones internas adecuadas que satisfagan un número de Courant lo suficientemente pequeño para que se capten los efectos transónicos. El número de Courant depende directamente del paso temporal, por lo que cuanto menor sea más bajará. La velocidad también afecta de manera directamente proporcional, mientras que el tamaño de celda a la inversa como vemos en la ecuación 5.3.

$$CFL = \frac{V\Delta t}{\Delta x} \quad (5.3)$$

El caso seleccionado para realizar el estudio de independencia temporal e iteraciones internas corresponde con las condiciones de flujo desarrolladas, donde se realizará el estudio estático del ciclo de *buffet* en la sección 5.2.3. En primer lugar, se procede al estudio del paso temporal con 5 tiempos diferentes observando la variación del coeficiente de sustentación.

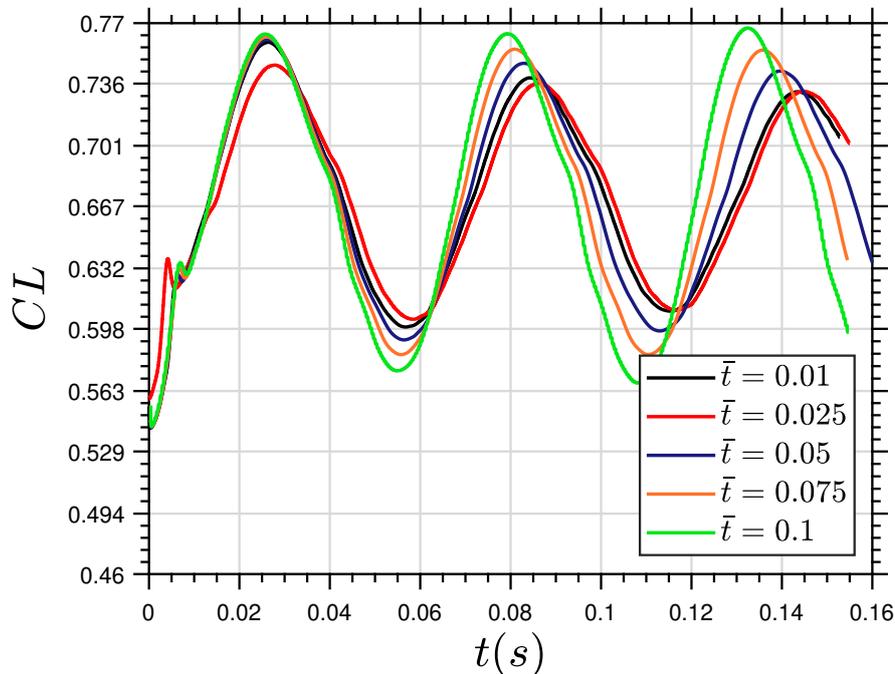


Figura 5.1: Independencia del paso temporal

Como se observa en la figura 5.1 cuanto mayor es el paso temporal la amplitud de la oscilación aumenta ligeramente, perdiendo precisión en el cálculo. Se encuentra una diferencia mínima entre los casos con \bar{t} de 0,01 y 0,025. Por ello se selecciona $t = 1 \cdot 10^{-4}$ s

que corresponde el paso temporal adimensional de $\bar{t} = 0,025$.

Una vez seleccionado el paso temporal se vuelve a repetir un procedimiento similar variando las iteraciones internas. Éstas representan el número de subiteraciones que se calculan dentro de cada paso temporal y quedan a elección del propio usuario. La existencia de las mismas hace posible que en el cálculo implícito no se requieran pasos temporales demasiado pequeños. Es necesario que entre estas iteraciones los residuos descieran varios ordenes de magnitud para asegurar la convergencia de resultados. En este estudio se utilizan cuatro opciones diferentes como se observa en la figura 5.2.

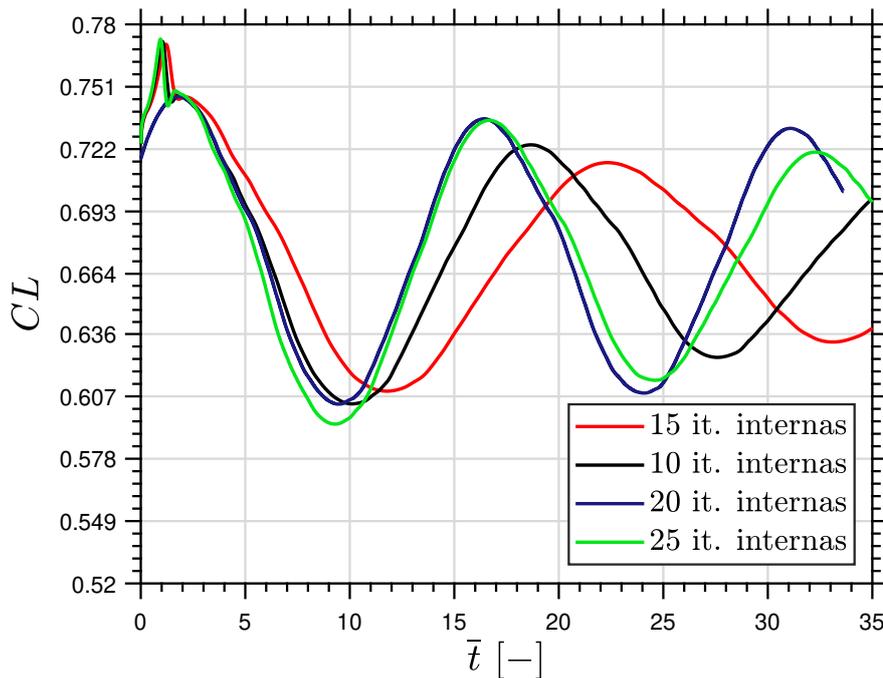


Figura 5.2: Independencia de las iteraciones internas

La tendencia observada es que a menor iteraciones internas disminuye la amplitud y la frecuencia del coeficiente de sustentación. Atendiendo a los resultados se observa que la precisión de los mismos aumenta cuantas más subiteraciones se aplican, obteniendo gran similitud entre los cálculos realizados con 20 y 25 iteraciones internas. Se opta por realizar los cálculos con 20 iteraciones internas debido a su menor coste computacional asumiendo el posible error que se pueda generar ya que los residuos descinden más de tres ordenes entre cada paso temporal.

Finalmente con la configuración seleccionada de paso temporal e iteraciones internas cabe revisar si se llegan a números de Courant adecuados para este tipo de simulación, siendo la mejor manera de visualizarlo con un gráfico de barras como el de la figura 5.3. Se presentan agrupados en cada barra el número de celdas que cuentan con un número de Courant determinado. Se grafica para el dominio general y la región *overset*.

Los valores de CFL en la región del *overset* están en su mayoría por debajo de 2,5, siendo un valor aceptable para que se pueda alcanzar la convergencia de resultados. En el resto del dominio los valores son aun menores para la mayoría de las celdas.

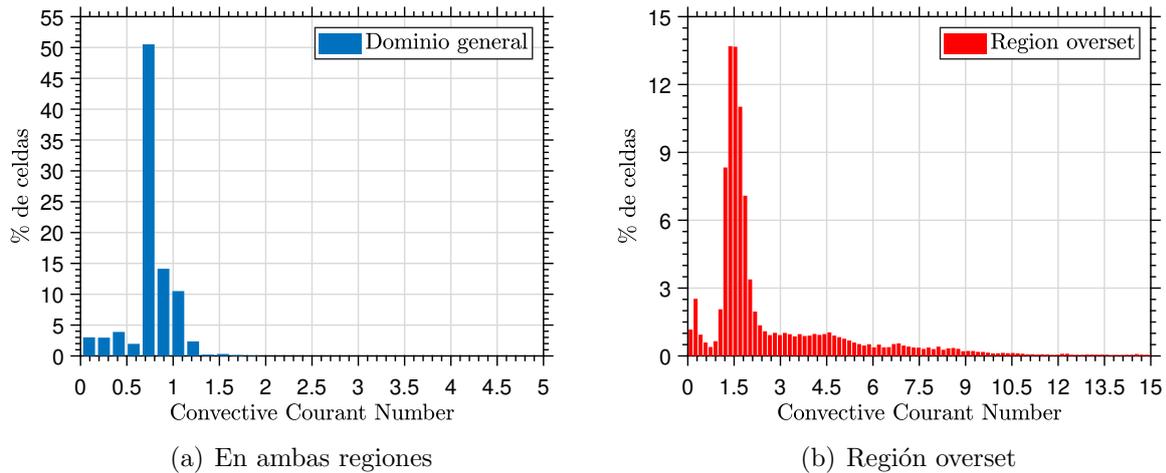


Figura 5.3: Frecuencia del número de Courant

5.2.2. Inicio y desaparición

Antes de realizar el estudio de un ciclo de *buffet* en condiciones desarrolladas se procede a representar de forma estacionaria las condiciones de inicio y desaparición del fenómeno según las experiencias de McDevitt y Okuno expuestas en la tabla 5.1. En las figuras 5.4 se presentan las escenas de Mach para ambas situaciones y en la figura 5.5 sus respectivos coeficientes de presión. De esta forma se visualizan las condiciones con las que cuenta flujo antes y después de que se produzca el fenómeno y la posición de la onda de choque.

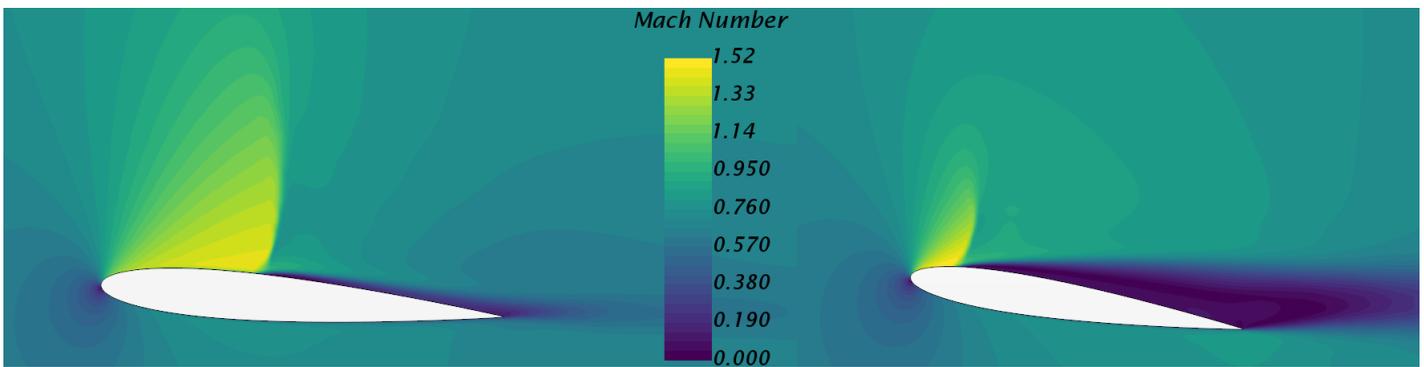


Figura 5.4: M en condiciones de inicio (izquierda) y desaparición (derecha) del *buffet*

Atendiendo a la figura de inicio del *buffet*, se puede observar unas condiciones típicas de un flujo transónico. Aguas abajo del borde de ataque se encuentra el flujo en condiciones subsónicas. Más aguas abajo la presión decrece debido a las ondas de expansión dominadas por la curvatura del perfil hasta que aparece la onda de choque.

La posición de la onda de choque en el inicio del *buffet* se sitúa a un 35-40% de la cuerda, ligeramente detrás del punto de mayor curvatura. Tras la onda de choque aparece una burbuja de recirculación de aproximadamente un cuarto de cuerda, seguida de una región de flujo readherido. En la figura 5.4 izquierda se puede observar como una pequeña parte del flujo en el borde de fuga comienza a separarse.

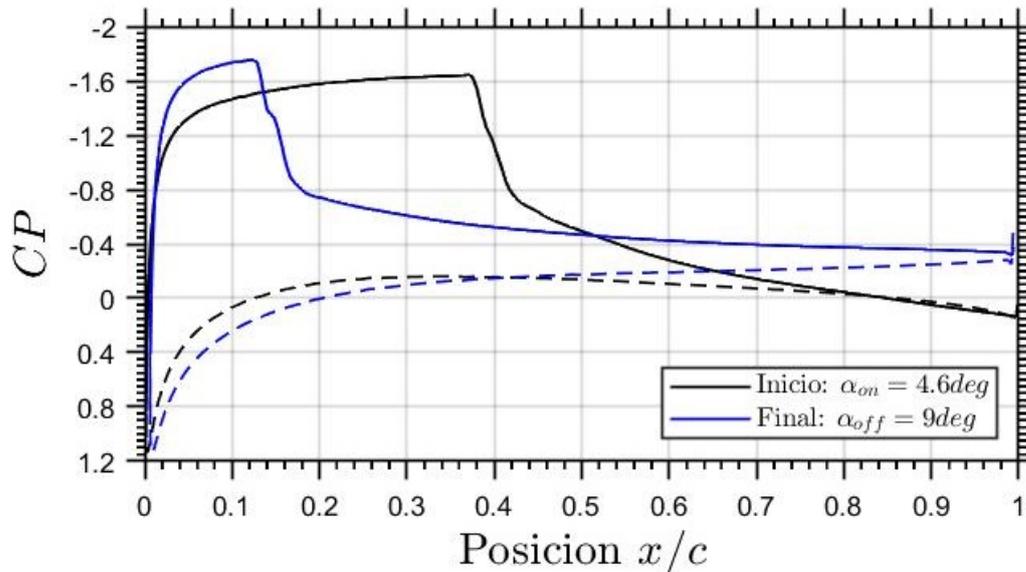


Figura 5.5: Cp en condiciones de inicio y desaparición del *buffet*

En cuanto a las condiciones de desaparición del fenómeno la onda de choque se posiciona a un 10-15% de la cuerda con una intensidad similar a la de las condiciones anteriores. Tras la onda de choque se observa una separación del flujo considerable, encontrándose el perfil con el flujo desprendido.

5.2.3. Condiciones de *buffet* desarrolladas

En este apartado se procede a la resolución del *buffet* en condiciones completamente desarrolladas, donde se puede observar la interacción entre la onda de choque y la capa límite gracias a una simulación no estacionaria.

En la figura 5.6 se presenta un ciclo de *buffet* en 4 etapas que corresponden a diferentes posiciones de la onda de choque. Las imágenes situadas a la izquierda muestran el viaje de la onda de choque aguas arriba, mientras que las situadas a la derecha el viaje aguas abajo. Se incluye una barra roja en todas las imágenes situada en mitad del perfil para poder apreciar mejor el movimiento de la onda.

De este modo, la figura I representa la onda de choque en su posición más aguas abajo, en la figura II la onda de choque viaja hacia arriba y se encuentra en una posición intermedia, en la III se sitúa en la posición más aguas arriba, y en la IV viajando aguas abajo. Estos cuatro puntos son representados también junto al coeficiente de sustentación para localizar en que momento se producen exactamente (figura 5.7).

Como se puede observar el ciclo comienza cuando en el pie de la onda de choque que crece aguas abajo se produce una interacción con la burbuja de separación. Esta interacción tiene una naturaleza inestable inicialmente ya que la alta presión de la burbuja empuja a la onda de choque hacia arriba.

Este movimiento de la onda aguas arriba hace que aumente su intensidad, siendo esto un efecto inusual, ya que normalmente una onda de choque situada más aguas arriba

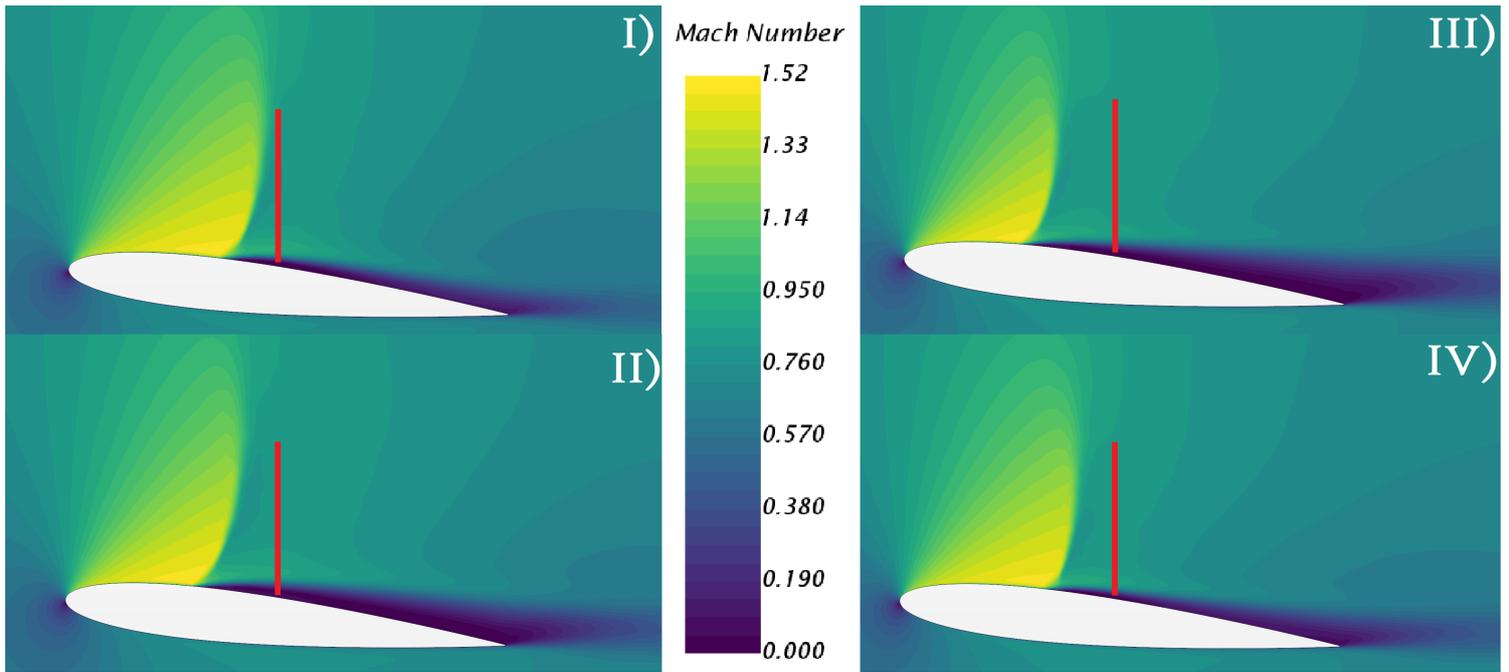


Figura 5.6: Representación del Mach en el ciclo de *buffet*

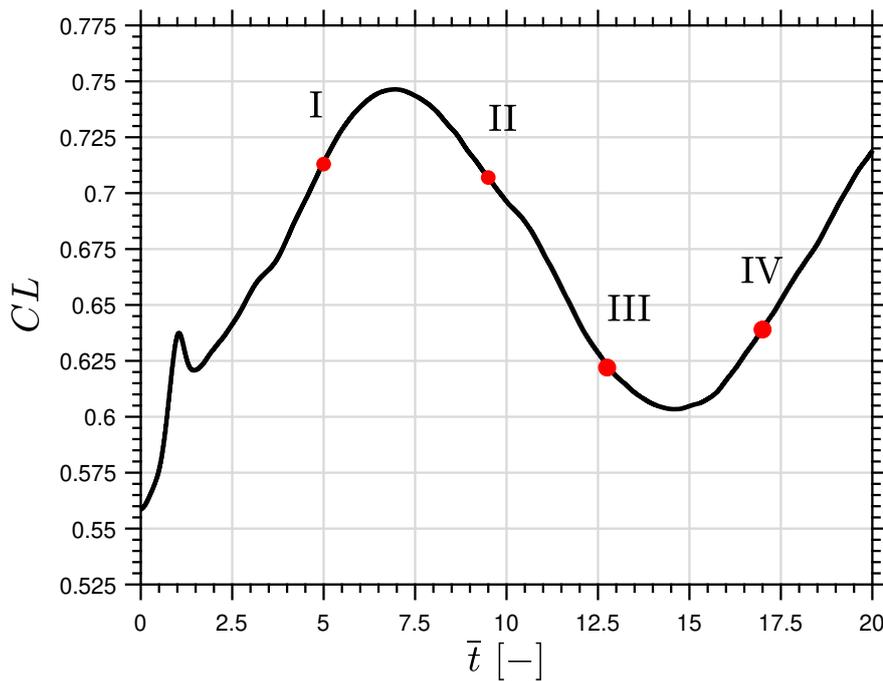


Figura 5.7: Coeficiente de sustentación en el ciclo *buffet*

está asociada con una intensidad más baja que las alejadas del borde de ataque. Además las ondas más adelantadas suelen contar con números de Mach menores aguas arriba en condiciones estáticas. Que en un ciclo de *buffet* esto no ocurra así y la onda de choque se fortalezca en su viaje aguas arriba puede venir determinado por varios factores.

Uno de ellos es el **efecto cuña** que hace la burbuja de separación. Al aumentar el tamaño de la burbuja de separación aumenta la intensidad de la onda de choque. Este efecto se

observa como una inclinación de la onda de choque oblicua.

El **efecto dinámico** del viaje de la onda de choque es otro factor. Conforme la onda viaja aguas arriba, la velocidad de su movimiento hace aumentar el número de Mach delante de la onda de choque. Estas perturbaciones de la velocidad llegan a afectar hasta un aumento de un 5% la velocidad del flujo libre. Que la intensidad de la onda de choque esté relacionada con el número de Mach al cuadrado hace que este efecto pueda llegar a ser significativo.

Finalmente, la **curvatura** del perfil alar afecta a la expansión del flujo en la región sónica. La posición máxima de la onda de choque aguas abajo es ligeramente posterior a la región de máximo grosor, donde existe curvatura 0. En esta situación el efecto de disminución de la intensidad debido a la curvatura es menor comparado con su incremento propiciado por los dos efectos anteriores aguas arriba.

Pero cuando la onda de choque alcanza una posición adelantada en el perfil alar, donde la curvatura es mayor, la geometría del perfil contribuye a debilitar el choque, tomando el relevo de los efectos cuña y dinámico. Al debilitarse la onda de choque, la capa límite comienza readherirse, aun permaneciendo el flujo aguas abajo separado (figura 5.6 III). El tiempo extra que transcurre desde este instante hasta que se readhiere todo el flujo viene determinado por el tiempo que tarda en propagarse la onda de presión desde el choque hasta el borde de fuga. Esto también provoca un descenso considerable de la circulación del flujo alrededor del perfil, y por lo tanto una menor aceleración del flujo situado antes de la onda de choque, actuando como factor del debilitamiento de la onda. Conforme el flujo se empieza a readherir, la onda de choque comienza a viajar aguas abajo y vuelve a fortalecerse (figura 5.6 IV). Al llegar a la posición máxima se inicia un nuevo ciclo.

Examinando mejor la relación entre la posición de la onda de choque y la inestabilidad del *buffet* se encuentra que la posición más adelantada de la onda de choque aparece cerca de la máxima curvatura del perfil, y esto ocurre para todo tipo de perfiles. Conforme se va aumentando el ángulo de ataque esta posición máxima viaja ligeramente aguas arriba pero se mantiene en las proximidades. En condiciones cercanas a la desaparición de este fenómeno el desplazamiento aguas abajo máximo se debería de mantener cerca de la posición de curvatura máxima también, pero un gran incremento del ángulo de ataque da como resultado una solución estable o estacionaria con una posición de la onda de choque mucho más cercana al borde de ataque perdiéndose la naturaleza oscilatoria del ciclo de *buffet*.

En conjunto con las imágenes del Mach se presenta la figura 5.7 donde se presenta la distribución de sustentación indicando los puntos donde se obtuvieron las imágenes del Mach de cada una de las etapas del ciclo.

En la figura 5.8 se presentan las distribuciones de presión durante el movimiento aguas arriba de la onda de choque del ciclo de *buffet*. Observando la variación del coeficiente de presiones con el tiempo, aparece la naturaleza del ciclo descrita anteriormente de fortalecimiento y debilitación de la onda aparece en el extradós. Cabe destacar que existe una pequeña diferencia de fase entre la posición del choque y las ubicaciones de los coeficientes de sustentación máxima y mínima, que resulta de la fase temporal entre la posición del

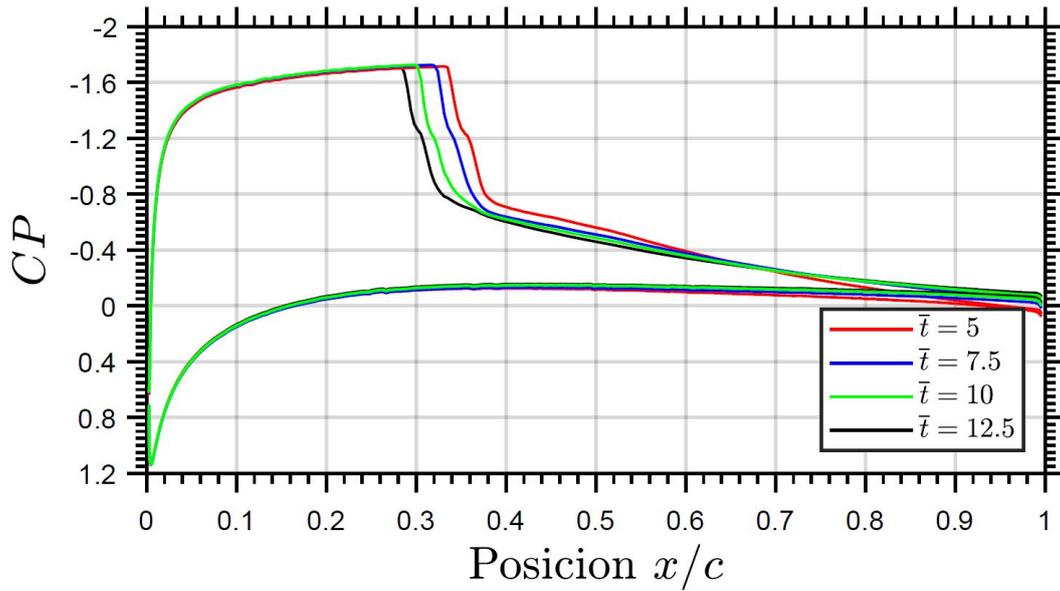


Figura 5.8: Evolución del coeficiente de presiones en el viaje aguas arriba

choque y el flujo separado/adherido después del choque comentada anteriormente.

Finalmente, observando el coeficiente de sustentación se puede extraer que el *buffet* en condiciones estáticas presenta una frecuencia reducida característica de $\bar{f} = 0,378$.

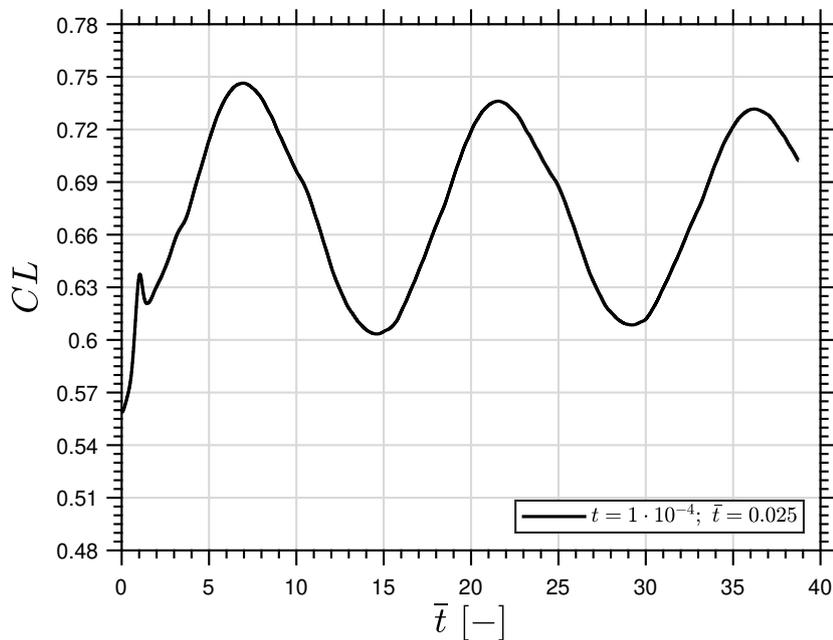


Figura 5.9: Evolución del coeficiente de sustentación

5.3. Estudio de la interacción fluidoestructural

En este estudio, se tratará de forma computacional el problema dinámico debido al acoplamiento ente fluido y estructura utilizando la metodología expuesta en la sección 4.1. Se llevarán a cabo distintas simulaciones no estacionarias para determinar la respuesta de un sistema de un grado de libertad en un perfil alar sometido a condiciones de *buffet* desarrollado.

De esta forma, se pretende realizar un análisis paramétrico atendiendo a la influencia de parámetros relevantes como los expuestos en la sección 4.1.3. Con todo esto se podrán obtener conclusiones sobre que variables impuestas suponen un comportamiento crítico del sistema y como tratar de evitarlo. Para los siguientes estudios se deberá dejar un tiempo considerable en la evolución de los parámetros hasta que se estabilicen.

5.3.1. Elección de malla

Los diferentes casos a estudiar partirán desde condiciones de flujo transónico en la región de *buffet*, y contarán con el mismo modelo de turbulencia utilizado anteriormente. No obstante, la única característica que varía de las condiciones de simulación anteriores es la elección de la malla.

Como ya se ha comentado la elección de la malla es un aspecto clave en una simulación numérica. Se debe contar con una malla precisa, pero que no suponga un coste computacional elevado. Para el caso de estudio anterior se utilizó una malla que contaba con un número elevado de elementos, siendo la que mayor celdas contenía de las construidas. Sin embargo, la elección de la misma se debió a que se buscaba la mayor exactitud posible para vislumbrar correctamente el efecto del *buffet* en un perfil estático, mientras que ahora con el enfoque aeroelástico y el movimiento del perfil el efecto oscilatorio puede aparecer con una malla más gruesa y con menor coste computacional.

Este cambio de malla se debe principalmente a que se va a realizar un estudio paramétrico y esto conlleva realizar un número elevado de simulaciones. De este modo, realizar los cálculos con una malla excesivamente refinada puede llegar a ser inviable, así que seleccionando una de menor calidad pero con una precisión similar permite el ahorro de recursos computacionales y una mayor rapidez de cálculo.

En el apartado de independencia de malla (sección 4.2.7) se observan dos mallas construidas con un número menor de elementos (de 107 mil y 194 mil celdas) en las que se obtienen resultados aceptables en estado estacionario, por lo que son candidatas para este tipo de estudio.

Para evaluar si esos dos tipos de malla proporcionan buenos resultados se procede a comparar el cálculo obtenido con unas condiciones específicas para las diferentes mallas y observar el error o discrepancias que surjan entre ellas a modo de independencia de malla.

El caso seleccionado para esta comparación corresponde con una rigidez de ($k^* = 5,5$), un ratio de masas de $\mu = 100$ y un amortiguamiento estructural nulo ($\xi = 0$). En las figuras siguientes se presentan los resultados obtenidos para el coeficiente de sustentación y el

ángulo de cabeceo para los tres casos.

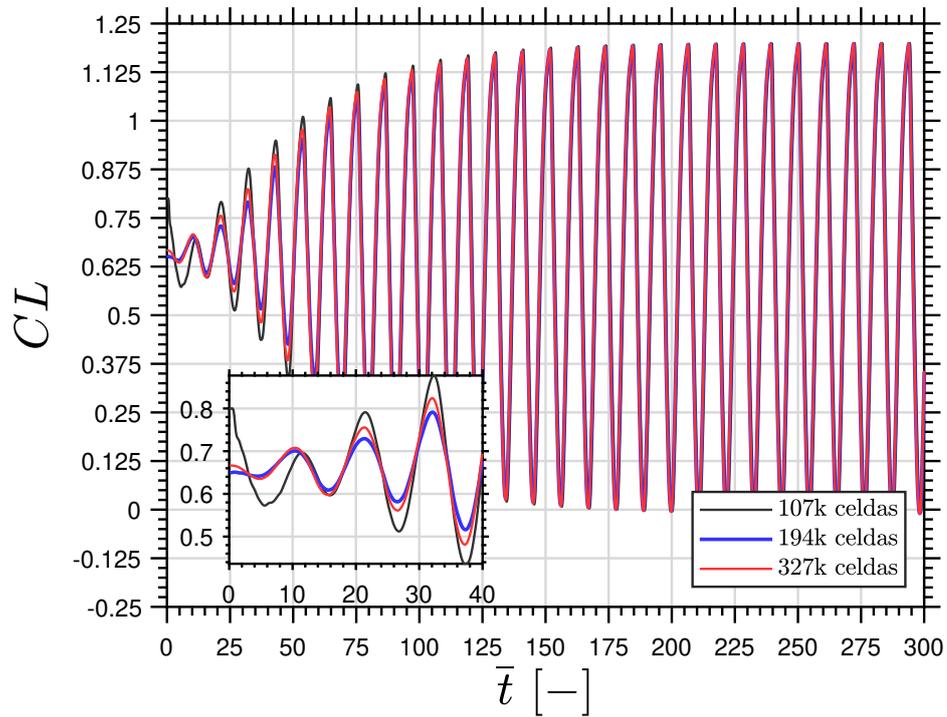


Figura 5.10: Evolución del coeficiente de sustentación para las tres mallas

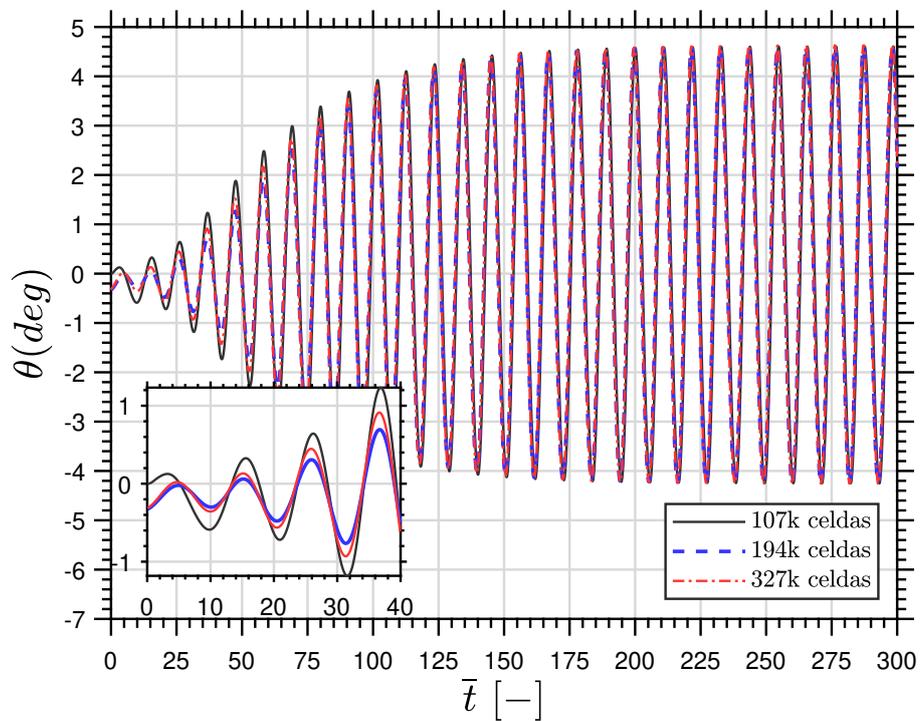


Figura 5.11: Evolución del cabeceo para las tres mallas

En las figuras 5.10 y 5.11 se pueden ver las variaciones de los parámetros CL y θ hasta un \bar{t} de 300, donde la solución converge y oscila alrededor de un valor cuya explicación física se verá después. Se puede ver que las soluciones de las tres mallas son muy similares. La región donde existen más diferencias entre las soluciones corresponde a la de los primeros instantes del estado transitorio, lugar donde la solución no interesa especialmente. Este intervalo inicial se muestra en detalle dentro de las imágenes en la esquina inferior izquierda. En él se aprecia que la malla con 107 mil elementos presenta ligeramente mayor amplitud en los instantes iniciales, mientras que la que menor amplitud corresponde con la de 194 mil celdas, estando la de 327 mil celdas en un punto medio. No obstante, conforme evoluciona la solución, todas ellas llegan a converger hasta un resultado común con idéntica amplitud y frecuencia.

Por todo esto, se puede considerar la malla de 107 mil elementos como un resultado aceptable, asumiendo el leve error que se produce, por lo que será usada para el estudio paramétrico de los siguientes apartados agilizando así los cálculos.

5.3.2. Comportamiento dinámico y estudio de la rigidez

Una vez seleccionada la malla, las condiciones de simulación, e implementado el modelo de un grado de libertad a cabeceo, se procede a estudiar como afectan varios parámetros dentro del perfil alar. Como se comentó en la sección 4.1.4, existen varias regiones de comportamiento en un perfil con un muelle sometido a *buffet*. El objetivo del estudio es identificar ambas regiones, ver su comportamiento y características principales y realizar un estudio paramétrico con las variables de rigidez, masa y amortiguamiento.

En primer lugar se procederá a estudiar la respuesta aeroelástica del sistema con una relación de masas fija ($\mu = 100$) y sin amortiguamiento estructural. De esta forma se variará únicamente la rigidez torsional, cambiando así a diferentes frecuencias de resonancia.

El comportamiento del sistema será observado a través de figuras que presentan la respuesta aeroelástica del sistema y sus correspondientes espectros de densidad de potencia (PSD) para diferentes rigideces. Se recuerda que tras la variación de las rigideces se distinguirán los diferentes comportamientos del perfil, entre ellos una región donde se produce claramente el fenómeno de *lock-in*, y otras dos regiones anterior y posterior donde no.

Región LCO

La respuesta del sistema se calculará primero para rigideces bajas. Los resultados obtenidos corresponden con una excitación del sistema a una frecuencia natural característica por debajo de la frecuencia de *buffet*. El comportamiento esperado del sistema es que se adapte a su frecuencia estructural característica según la rigidez impuesta. No obstante el sistema no se comporta con esa frecuencia estructural característica, sino que se acopla rápidamente a la del *buffet*, oscilando con amplitudes de movimiento no demasiado excesivas, como se observa en la figura 5.12, donde se presentan la respuesta de los coeficientes de sustentación y el ángulo de cabeceo para 2 rigideces de este rango. De este modo el sistema se comporta como si se tratase de un ciclo de *buffet* puro.

En la figura 5.13 se visualiza con más detalle el coeficiente de momento para una rigidez pequeña viendo como oscila con las características de un ciclo de *buffet*. Además se obtiene el espectro de frecuencia del CM para varias rigideces, observando que en todas ellas la frecuencia dominante es la de *buffet*.

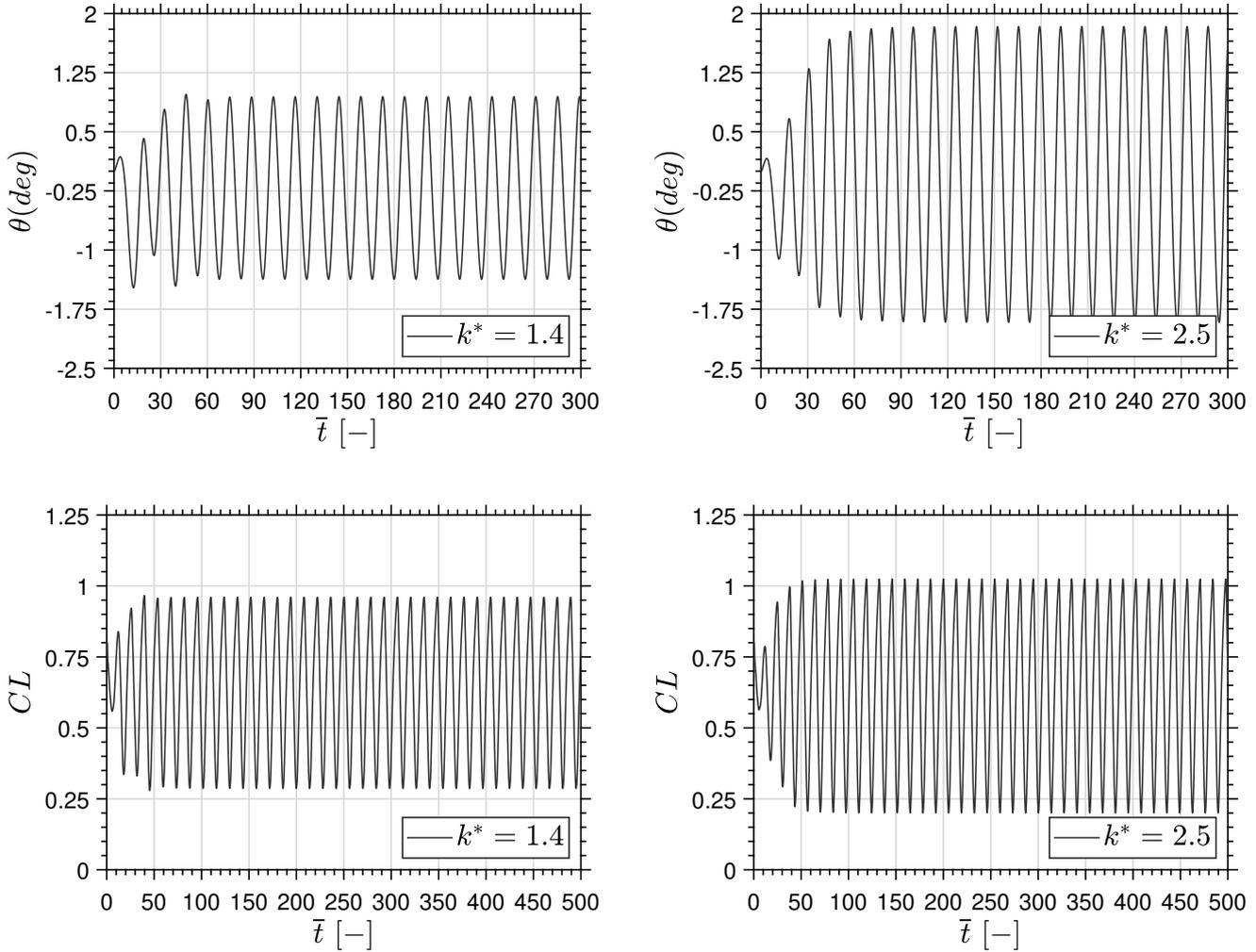


Figura 5.12: CL y θ para condiciones anteriores a LCO. Rigideces $k^* = 1,4$ (izquierda) y $k^* = 2,5$ (derecha).

No obstante, conforme se va aumentando la rigidez estructural y la respuesta en frecuencia esperada se va aproximando a la de *buffet*, el sistema alcanza un ciclo límite de oscilación (LCO). En las proximidades de una rigidez cuya frecuencia natural estructural es ligeramente menor que la frecuencia de *buffet* existe una región en la que coeficiente de sustentación y el ángulo de cabeceo presentan una vibración armónica cuya amplitud es constante en el tiempo dentro de unos límites. Este fenómeno de amplitud constante es el conocido como LCO, y la amplitud de respuesta del sistema aumenta conforme aumenta la frecuencia natural del cuerpo.

En esta región aun no se produce el fenómeno de *lock-in*, ya que la respuesta del sistema no está dominada todavía por su frecuencia natural y los coeficientes no crecen hasta la divergencia sino que tienen un comportamiento estable.

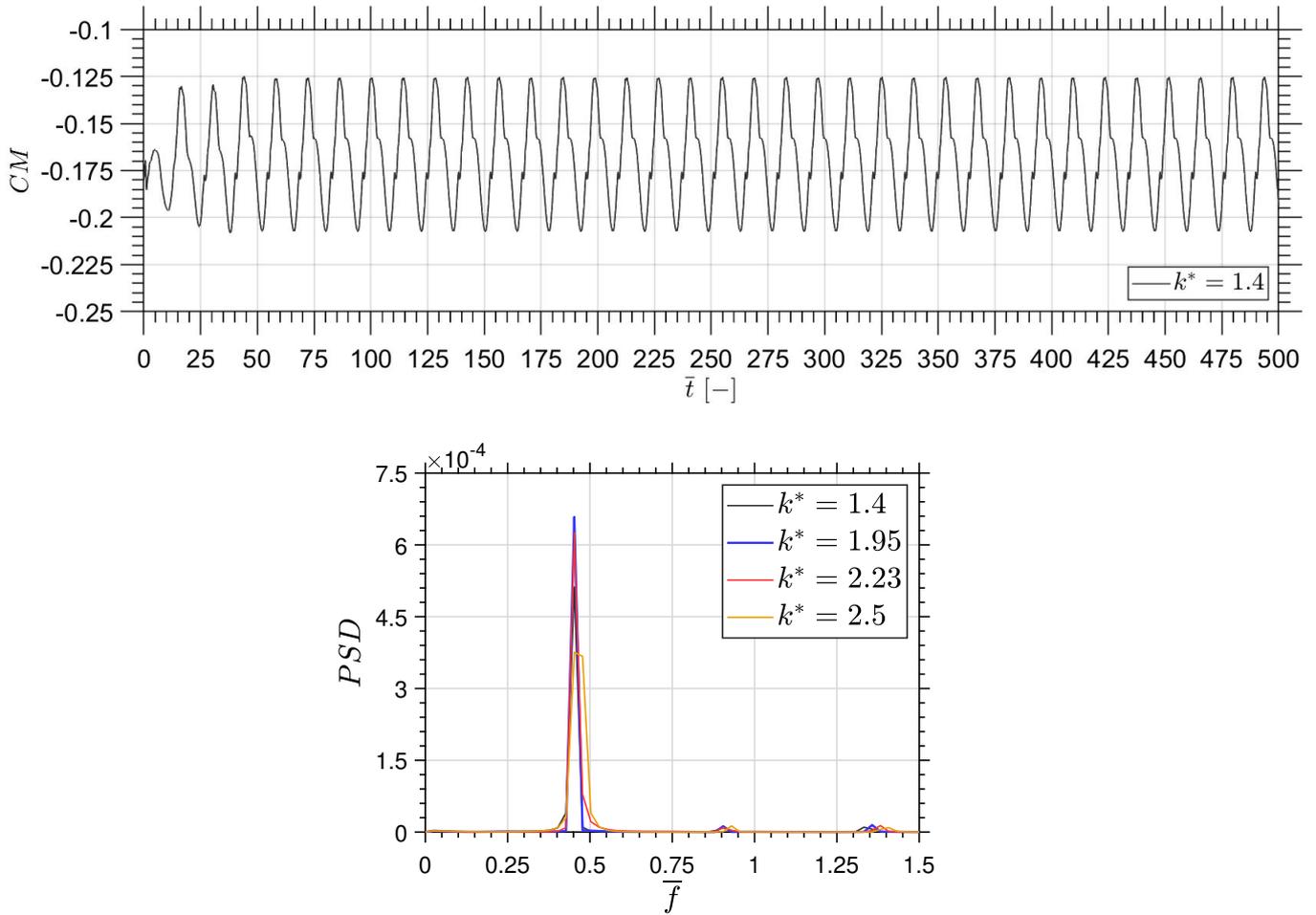


Figura 5.13: Evolución del CM y su espectro de frecuencia para distintas k^*

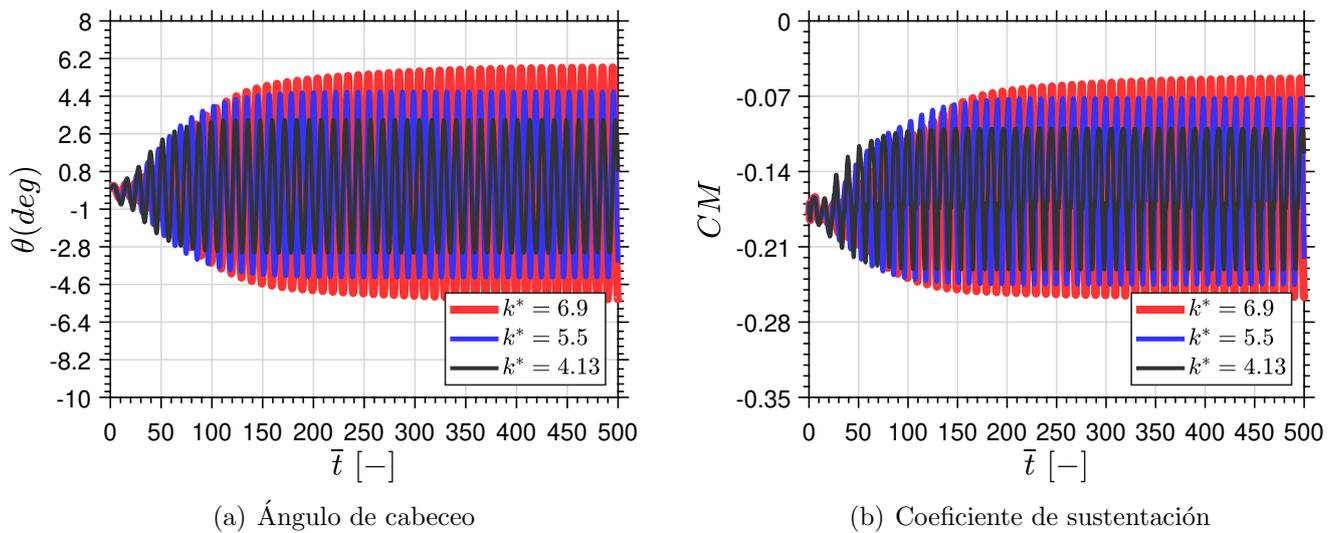


Figura 5.14: Evolución de θ y CM en condiciones LCO

Se observa en la figura 5.14 que tras un crecimiento inicial se alcanza una oscilación controlada dentro de unos límites. La amplitud permanece constante con el tiempo una vez converge la solución. Sin embargo, esta respuesta ya cuenta con una amplitud elevada que es conveniente controlar mediante mecanismos como un amortiguador.

En cuanto a tendencias de la respuesta en esta región de comportamiento se puede ver que conforme se aumenta la rigidez, la amplitud de oscilación del cabeceo y del CM es mayor, pero siempre de manera constante dentro de unos límites. También se observa que a mayor rigidez se alcanza más tarde la amplitud constante.

Esta región representa la transición de un sistema oscilatorio estable y una amplitud de movimiento constante en el tiempo a un sistema dominado por su frecuencia natural estructural con una naturaleza divergente que debe ser evitada, que corresponde con la región en que se produce el fenómeno de *lock-in*.

REGIÓN *LOCK-IN*

La región más crítica para la aeronave corresponde con la de *lock-in*, que se estudiará para distintas rigideces en este caso, aunque su aparición también pueda depender de otros parámetros como la masa o el amortiguamiento estructural del sistema. Como se ha comentado en la sección 4.1, en esta región los fenómenos aerodinámicos inestables como el *buffet*, propician que el sistema evolucione hacia un comportamiento dominado por la frecuencia natural del sistema, provocando un fallo estructural con el tiempo. De este modo, conviene saber cuando se puede producir este comportamiento y para ello se trata de obtener el rango de rigideces en el que se da en este sistema ($\mu = 100$ y $\zeta = 0$).

Conforme se impone una rigidez al sistema que hace que la respuesta esperada en frecuencia sea superior a la frecuencia característica del *buffet*, el sistema evoluciona a un comportamiento dominado por la frecuencia natural, lo que significa que se produce un comportamiento de resonancia en el sistema, y la amplitud de la respuesta incrementa con el tiempo indefinidamente. En estas condiciones impuestas, el movimiento elástico producido por la inestabilidad dinámica es lo suficientemente grande como para imponerse a las características del propio *buffet* y acabar dominando el movimiento, llevando a la frecuencia del sistema a bloquearse con el valor de la frecuencia natural estructural. De esta manera ocurre el fenómeno de *lock-in*, que provoca que el contenido en frecuencia del movimiento varíe desde la frecuencia de *buffet* hacia la frecuencia natural estructural, observándose dos componentes principales de la frecuencia durante su transición a la divergencia, pero permaneciendo finalmente la frecuencia natural del sistema.

Para observar las características principales del fenómeno de *lock-in* y en las condiciones que se produce, se presenta el comportamiento del sistema dentro de esta región de rigideces. En primer lugar en la figura 5.15 se observa la evolución de las respuestas del sistema y el espectro de frecuencias del coeficiente de momento para varias rigideces. Se puede ver que cuando la frecuencia estructural impuesta toma un valor cercano del doble de la frecuencia de *buffet* ($f = 0,378$) para este sistema en particular comienza el comportamiento *lock-in*, obteniendo una respuesta del ángulo de cabeceo divergente con el tiempo, siendo esta divergencia más lenta a mayor rigidez impuesta.

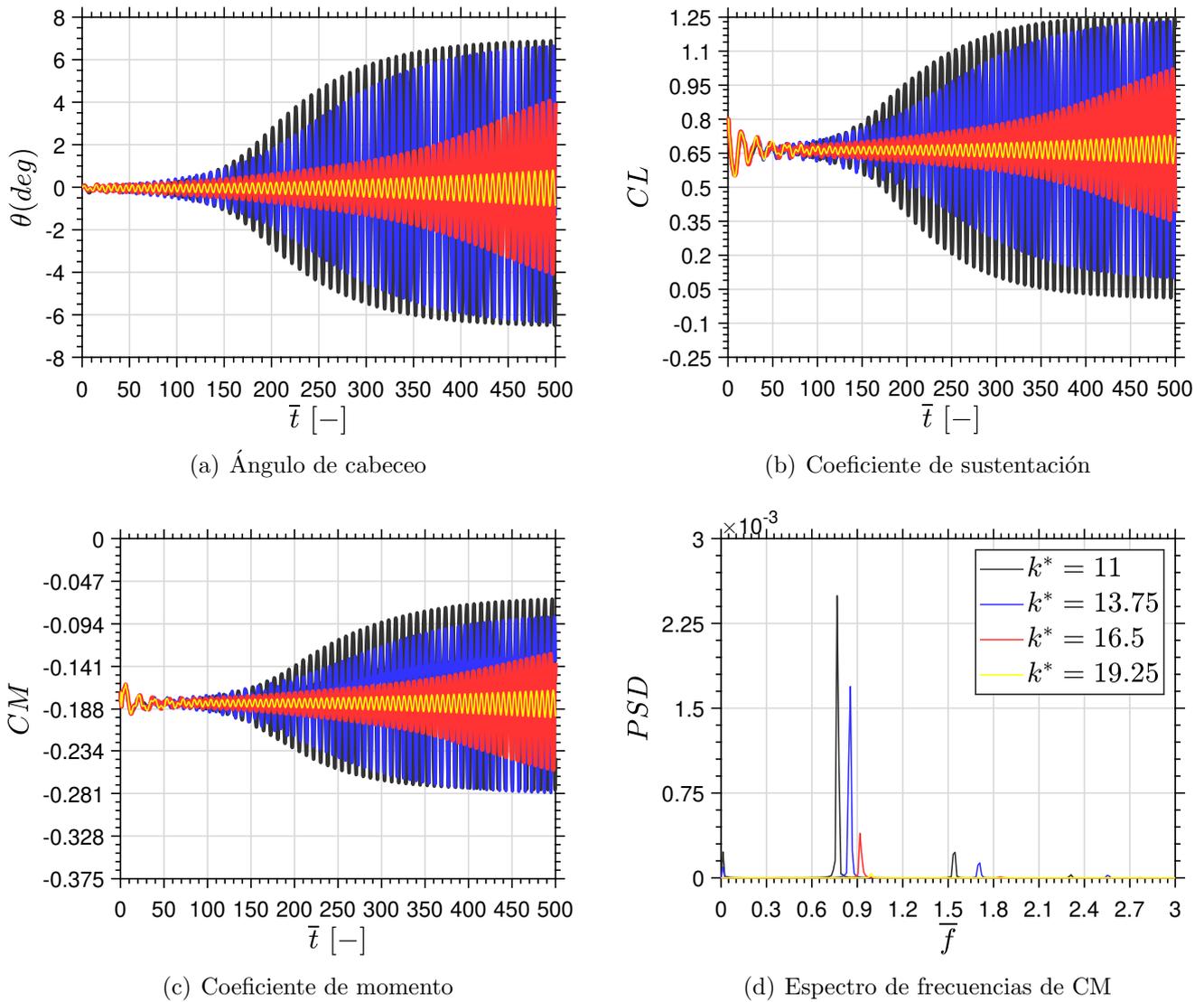


Figura 5.15: Evolución de los parámetros en la región de *lock-in*

En los espectros de potencia para el coeficiente de momento se observa que la frecuencia dominante es la natural para cada rigidez impuesta, siempre siendo mayor al doble de la frecuencia característica de *buffet*. Se puede ver en más detalle la evolución de esta frecuencia en la figura 5.16 para una rigidez de $k^* = 16,5$.

Tratando la respuesta del coeficiente de momento para una rigidez en concreto se observa perfectamente el comportamiento *lock-in* característico del sistema. Para ello se distinguen diferentes tramos temporales diferenciados en la figura 5.16.

En la imagen 5.16 superior se observa la evolución del CM con el tiempo. La respuesta del coeficiente de momento siempre experimenta una primera etapa rápida de convergencia a baja frecuencia, y después comienza a divergir más lentamente con la coexistencia de dos frecuencias. Conforme la frecuencia natural se incrementa, la velocidad de divergencia y su amplitud disminuyen, y el tiempo de la oscilación convergente inicial es más grande, como se observa en la figura 5.15.

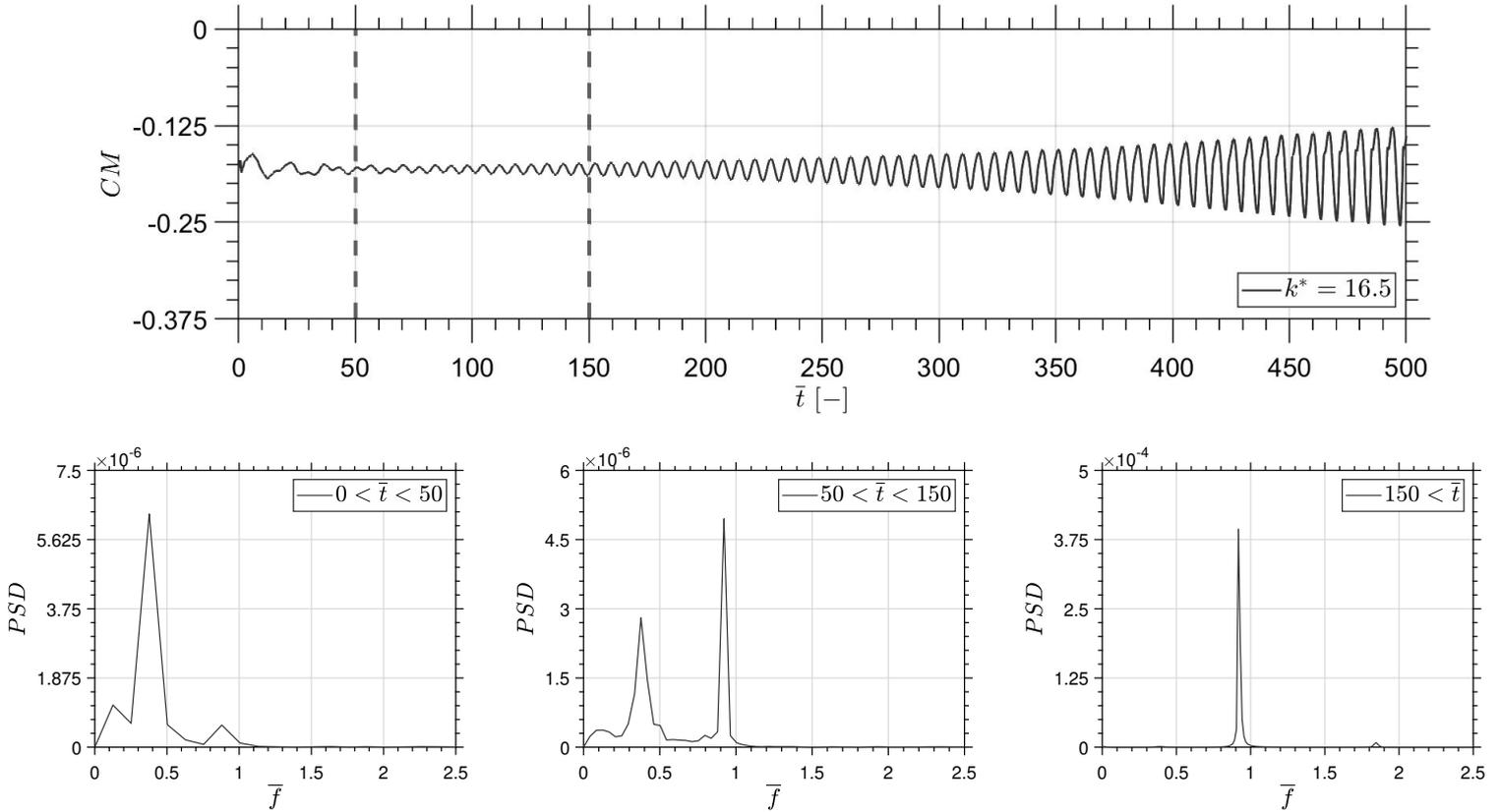


Figura 5.16: Evolución del CM y su contenido en frecuencia en la región de *lock-in*

La figura 5.16 inferior presenta el espectro de frecuencia del coeficiente de momento para las diferentes etapas temporales, lo que permitirá ver el cambio de frecuencias en cada una de ellas y entender el comportamiento del CM descrito y del sistema en general. Se puede observar como en los primeros instantes de la simulación, el ángulo de cabeceo es tan pequeño que casi no afecta al flujo, por lo que está dominado por el *buffet* y su frecuencia. Más adelante se observa como la frecuencia de *buffet* va debilitándose en contraposición de la estructural. Esto implica que ante un mayor crecimiento del ángulo de cabeceo la frecuencia de *buffet* va desapareciendo y la frecuencia de resonancia del sistema se fortalece. Por último, en los instantes finales únicamente permanece la frecuencia natural, siendo ésta la dominante y ocurriendo el fenómeno de *lock-in*.

Comparando con las respuestas obtenidas del sistema fuera de la región *lock-in* de las figuras del apartado anterior, se puede discernir que el sistema ya no se comporta como un oscilador armónico, ni que se alcanza un ciclo límite de oscilación (LCO), sino que presenta una clara divergencia. El sistema es altamente no lineal. Las respuestas del coeficiente de momento presentan un pugna inicial entre las dos frecuencias dominantes, la de *buffet* y la de resonancia de la estructura, siendo finalmente la segunda la que persiste en el tiempo llevando a provocar serias oscilaciones que ponen en riesgo la integridad de la aeronave.

REGIÓN POST *LOCK-IN*

Tras la región de *lock-in*, cuando el incremento de rigidez hace aumentar la frecuencia natural a un valor suficientemente lejos de la frecuencia de *buffet*, el ángulo de cabeceo y los coeficientes vuelven a comportarse como una oscilación armónica de manera similar a la del primer caso. Al contar con una amplitud de cabeceo pequeña no se produce un impacto que perturbe gravemente las características del ciclo de *buffet*. La amplitud del coeficiente de momentos es similar a la del perfil completamente rígido, y su frecuencia corresponde únicamente con un pico que representa la frecuencia de *buffet* a la que retorna el sistema después de desaparecer el fenómeno de *lock-in*.

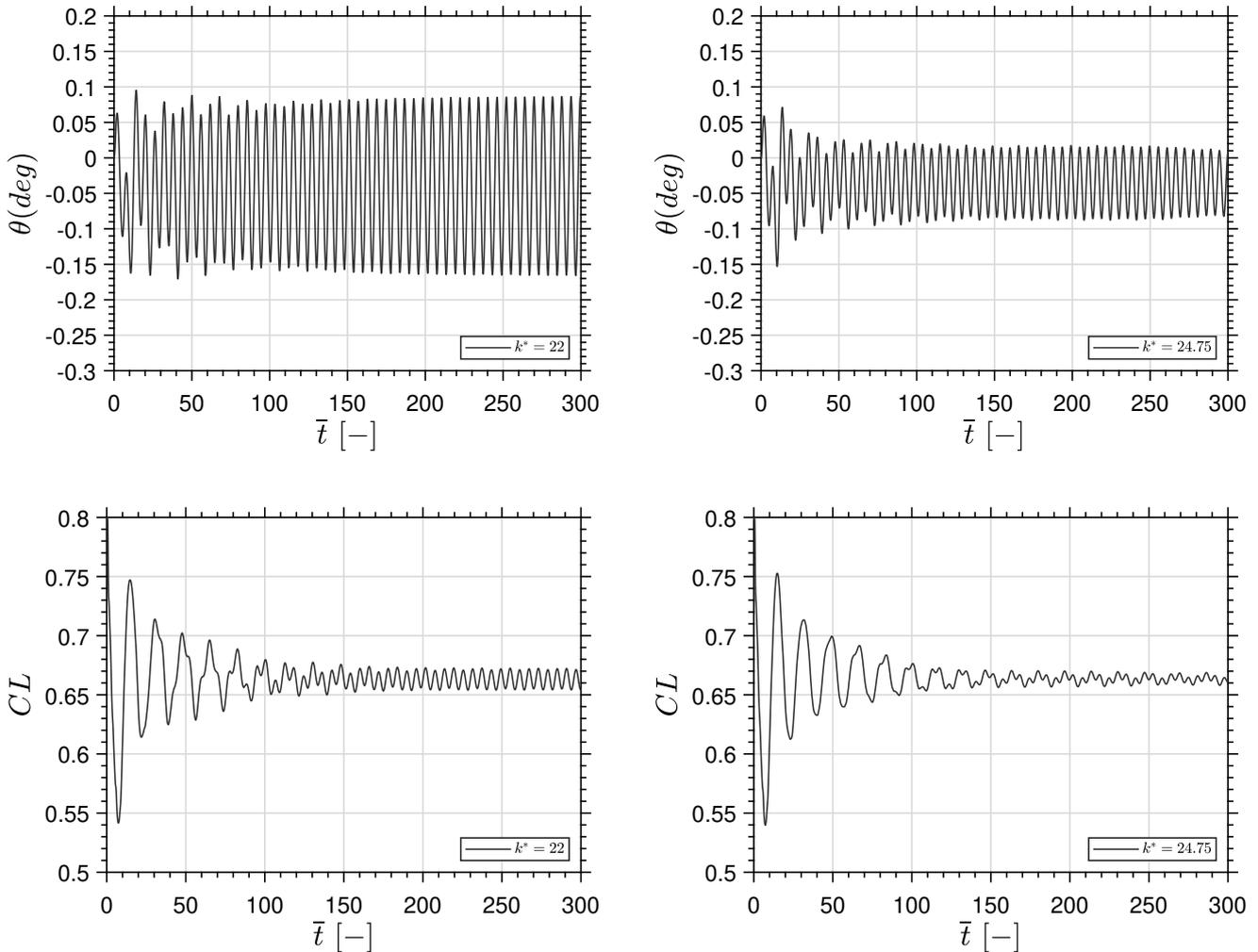


Figura 5.17: CL y θ para rigideces $k^* = 22$ (izquierda) y $k^* = 24,75$ (derecha).

En la figura 5.17 se presenta el coeficiente de sustentación y la variación del ángulo de ataque para dos rigideces superiores. La oscilación del cabeceo es un ángulo demasiado pequeño como para afectar la naturaleza del *buffet* en el flujo transónico. Esta respuesta comporta una vibración forzada, y la frecuencia con la que se acopla el sistema es igual a la frecuencia de *buffet*. La amplitud de las oscilaciones, tanto del cabeceo como de la sustentación disminuye a mayor rigidez.

En la figura 5.18 se presenta el coeficiente de momento para $k^* = 22$ y $k^* = 24,75$ y su contenido en frecuencia. Se observa que tras una fase transitoria el sistema se estabiliza en una oscilación de amplitud constante. En cuanto al contenido en frecuencia, existe un pico principal de la frecuencia de *buffet* y un pico inferior secundario correspondiente a una frecuencia de *buffet* doble y otros armónicos más débiles.

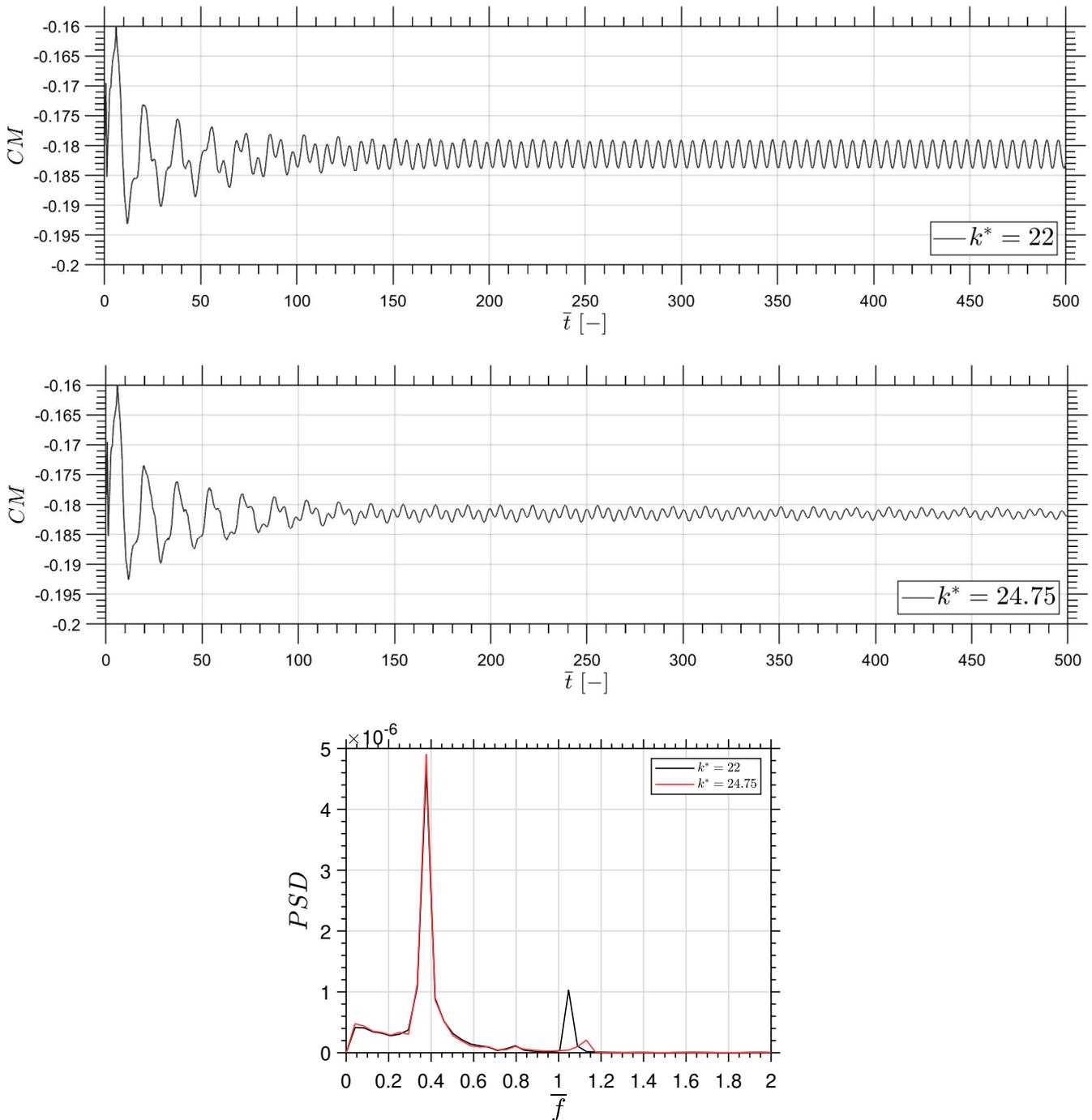


Figura 5.18: Evolución del CM y su espectro de frecuencia

5.3.3. Efecto de la relación de masa

En la sección anterior se localizaron los diferentes comportamientos del sistema utilizando un valor de masa fijo y variando la rigidez impuesta. El barrido de rigideces permitió encontrar diferentes regiones de comportamiento. No obstante, conviene saber el efecto que producen otros parámetros como la masa del sistema, sobretodo en la región más crítica que corresponde con la de *lock-in*.

Mediante la variación del parámetro adimensional de masa μ se pueden observar distintos patrones en el flujo, y al igual que pasaba con la variación de rigidez, aparecen diversas regiones donde las oscilaciones cuentan con la frecuencia de *buffet* o se acoplan a la frecuencia natural de la estructura.

De este modo, partiendo del estudio anterior con $k^* = 13,75$, dentro de la región de *lock-in*, se procede a estudiar el efecto que produce la variación de masa en el modelo aeroelástico a través de un estudio paramétrico utilizando la relación de masas adimensional μ definida en la sección 4.1.3. Será de gran interés ver si el aumento o descenso de μ favorece o agrava la aparición e intensidad del fenómeno de *lock-in*.

En la figura 5.19 se presentan las respuestas de los coeficientes de sustentación y momentos y la evolución del ángulo de cabeceo para diferentes ratios de masa.

En los resultados obtenidos se observa que al aumentar la masa la amplitud del ángulo de cabeceo y de los coeficientes disminuyen. Doblando la masa el sistema tiene un comportamiento similar a una oscilación límite (LCO), y si se continua aumentando solo permanece la naturaleza del fenómeno de *buffet*. En el caso de $\mu = 400$ ya se ve claramente como el comportamiento del sistema es el de un ciclo de *buffet*, saliendo de la región *lock-in*.

La disminución de la masa comporta el efecto contrario y el sistema esta controlado por el fenómeno del *lock-in*. Cuánto menor es la masa del objeto más rápidamente diverge el sistema, siendo la amplitud del movimiento mayor. Las respuesta del coeficiente de momentos sigue la tendencia expuesta anteriormente del *lock-in* manifestando un periodo de vibración a baja frecuencia de *buffet* al principio, que se separa lentamente en altas y bajas frecuencias y que, finalmente, llega a dominar una oscilación divergente a frecuencia natural. Por tanto, con el tiempo el sistema se acopla satisfactoriamente en la región de *lock-in* con la frecuencia estructural dominante.

Observando las figuras se percibe que aumentar la masa hace que el tiempo que tarda en alcanzarse una amplitud constante es mayor en comparación con los casos del mismo comportamiento estudiados anteriormente en el barrido de rigideces, es decir, que el transitorio hacia una amplitud constante del LCO y del movimiento de *buffet* abarca más tiempo que el visto en los casos estudiados en la sección 5.3.2.

Por el contrario, si se continúa disminuyendo la masa del sistema, el sistema se vuelve inestable muy rápidamente, siendo la transición a la frecuencia estructural del sistema más rápida, con una velocidad de divergencia y amplitud muy elevadas, perdiendo el comportamiento armónico.

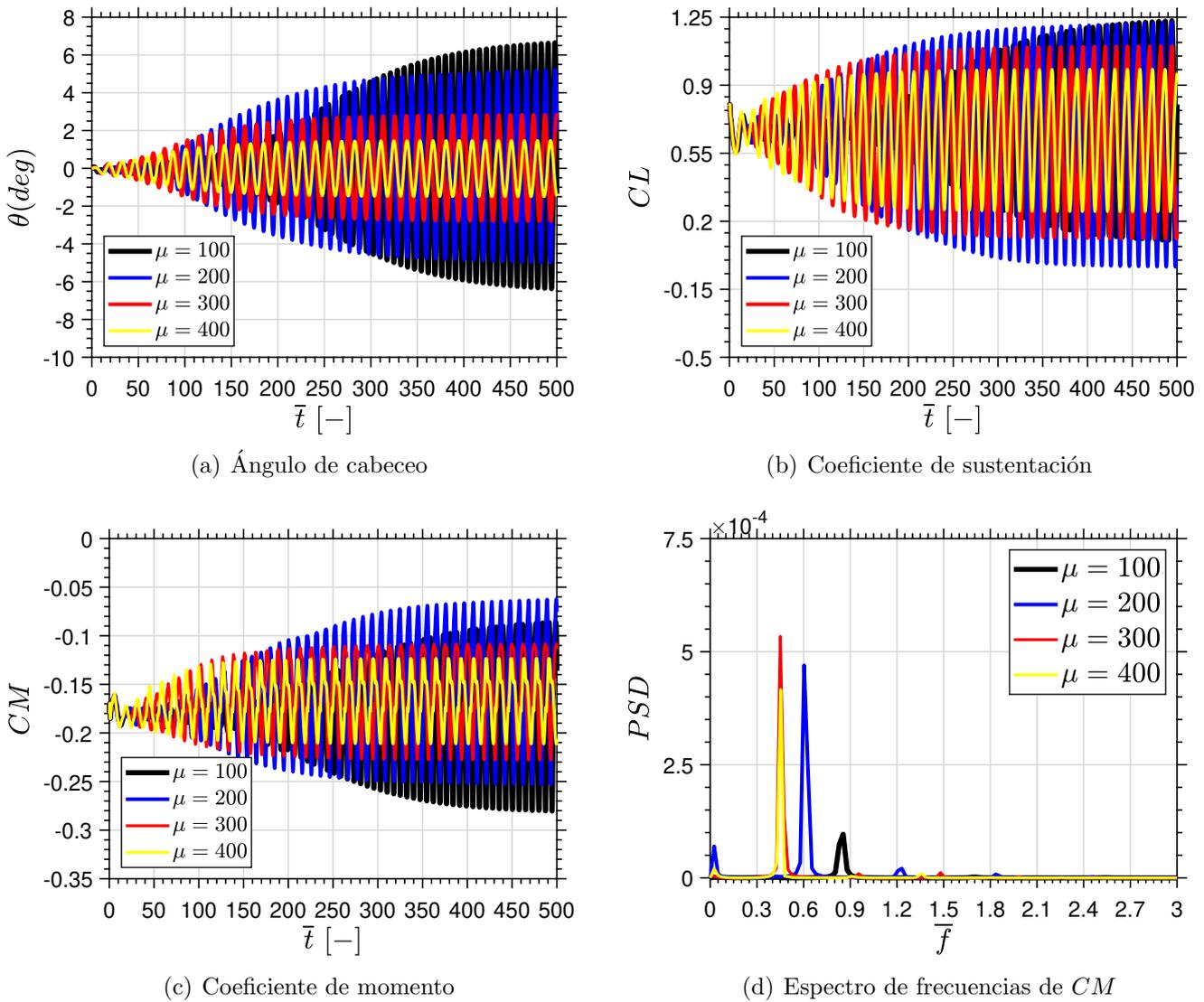


Figura 5.19: Evolución de la respuesta del sistema ante una masa variable con $k^* = 13,75$

Por tanto atendiendo a las tendencias observadas se puede decir que el aumento de masa tiene un comportamiento similar al experimentado por la disminución de rigidez, y viceversa. De este modo, los sistemas que cuentan con más masa se comportan de manera más estable, y su transición a la oscilación (ya sea de amplitud constante o divergente) es más suave.

No obstante el factor masa en los aviones es crucial y se tiende a buscar el menor peso posible para así necesitar un menor empuje. Además la masa que contienen elementos como las alas es variable durante el vuelo, porque generalmente se sitúan en ellas los tanques de combustible. Por todo esto es necesario un análisis de masa más profundo en aeronaves que sufren inestabilidades dinámicas.

5.3.4. Efecto del amortiguamiento estructural

Una forma de controlar la vibración que se produce en el sistema es incluir en el modelo un amortiguador a torsión. El efecto del amortiguamiento es impedir que se produzca el acoplamiento a la frecuencia natural de la estructura y su posterior divergencia en la región *lock-in*. De este modo su objetivo es que el sistema permanezca con un comportamiento estable y no diverja con el tiempo. La adición de este amortiguamiento en este caso más crítico permitirá observar a partir de que valores de ζ deja el sistema de oscilar, llegando a una respuesta constante.

De este modo, se procede a añadir a los estudios anteriores el efecto que realizaría un amortiguador estructural dentro de un caso con *lock-in* presente. Fijando una rigidez de $k^* = 13,75$ y una relación de masas de $\mu = 100$ se computa la respuesta del sistema para diferentes valores de ζ .

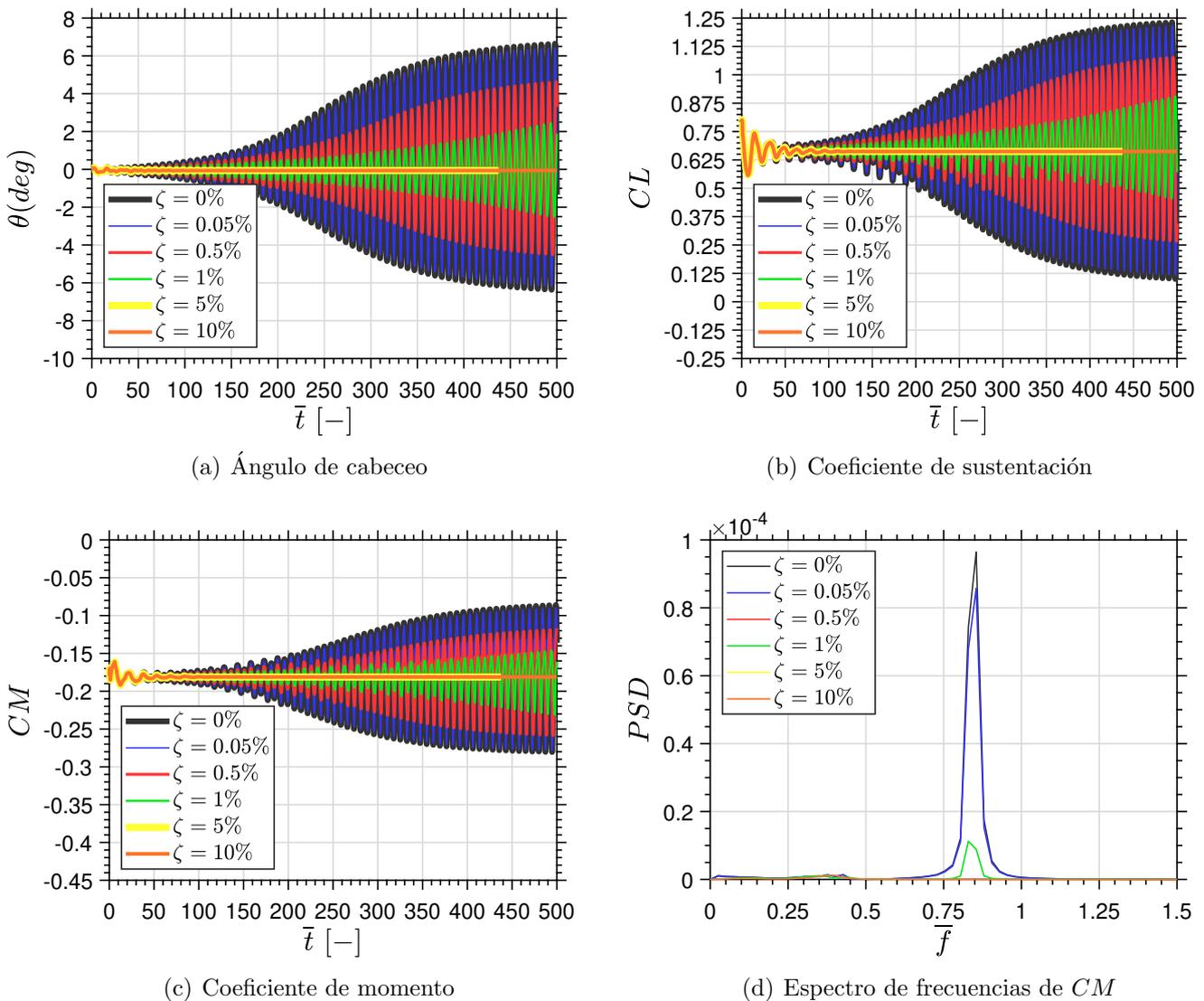


Figura 5.20: Evolución de la respuesta del sistema ante la inclusión de amortiguamiento estructural con $k^* = 13,75$ y $\mu = 100$

En la figura 5.20 se presentan las respuestas del sistema por la inclusión del amortiguamiento estructural. Se puede observar que amortiguación pequeña es suficiente para convertir un sistema en estable. Para tasas de amortiguamiento superiores a $\zeta = 5\%$ se llega a una solución estable, constante en el tiempo. Para ζ menores se percibe que un amortiguamiento estructural retrasa el crecimiento de la amplitud de la señal y reduce su amplitud, tanto del cabeceo del perfil como de los coeficientes. Observando el espectro de frecuencia se puede ver que la oscilación para amortiguamientos considerables desaparece, llegando a una solución constante.

Todo esto se traduce una reducción de la región de *lock-in* en el abanico de rigideces con la inclusión de amortiguamiento, hasta llegar a un sistema con el ζ suficiente para que no se produzca este fenómeno.

Se observa que en las respuestas iniciales de los coeficientes existe una región temporal transitoria con mucha similitud entre todos los casos, incluyendo los que convergen en una respuesta constante. En esta fase transitoria la frecuencia que domina la oscilación es la frecuencia característica del *buffet*. La inclusión del amortiguamiento hace que en el momento que intenta imponerse la frecuencia natural del sistema se atenúe su efecto, y de este modo mitigar el crecimiento de la amplitud del movimiento, llegando en algunos casos a una respuesta constante.

Se espera la misma tendencia al aplicar amortiguamiento a un sistema con una rigidez fuera de la región de *lock-in*, que lleve a un comportamiento del sistema de un ciclo límite de oscilación o un *buffet* puro, atenuando la amplitud del movimiento y del mismo modo alcanzando un sistema estable con un ζ suficiente.

6 | Conclusiones y futuros trabajos

Al inicio del trabajo se presentaron unos objetivos que perseguía la realización de este trabajo. A continuación, se presentan los principales logros que se han conseguido durante el desempeño del mismo, haciendo un repaso de los diferentes estudios realizados.

En primer lugar, se ha adquirido una gran destreza en el uso de herramientas CFD, que son de gran importancia para obtener resultados cuyo análisis permite resolver problemas numéricamente que serían difícil de resolver analíticamente, y experimentalmente necesitarían contar con una infraestructura física compleja. Se ha aprendido una metodología correcta para obtener resultados satisfactorios, adquiriéndose un gran conocimiento en simulaciones no estacionarias. Además se ha indagado en el uso de instrumentos que permiten tratar problemas de interacción del fluido con la estructura, como es la *overset mesh* y la inclusión de un muelle.

En segundo lugar, la búsqueda de información sobre los antecedentes del fenómeno ha permitido descubrir como ha sido la evolución de la predicción y formulación del mismo durante las décadas anteriores y empezar a construir el estudio en base a experiencias más recientes.

Se ha llegado a comprender la naturaleza del fenómeno del *buffet*, a predecir su aparición en un perfil NACA0012 y a observar las principales características de un ciclo de *buffet* gracias a un estudio estático del perfil.

Además mediante un estudio dinámico se ha modelado la interacción dinámica entre fluido y estructura, visualizando las características de los diferentes comportamientos del perfil en condiciones de *buffet* desarrollado.

Finalmente, a través de un análisis paramétrico se ha determinado la influencia que ejercen sobre el comportamiento perfil diversas variables para conocer como evitar inestabilidades que afecten al vuelo.

Por todo ello, se puede considerar que los objetivos presentados al inicio del trabajo han sido logrados, y se han permitido ampliar los conocimientos y habilidades adquiridas durante el Grado de Ingeniería Aeroespacial.

Trabajos futuros

Por otro lado, como futuros trabajos que se podrían aplicar a este estudio para seguir ampliando los conocimientos sobre el fenómeno del *buffet* contando con más tiempo o como continuación del mismo se proponen diversas opciones:

- Realizar un estudio estático con diferentes tipos de perfiles para observar las similitudes y diferencias entre ellos.
- Efectuar un estudio 3D sobre el ala de una aeronave y sus diferentes perfiles alares por los que está compuesta, y comparación con los resultados 2D.
- Analizar diferentes modelos de turbulencia y su influencia en el modelado del fenómeno.
- Considerar diferentes intensidades de turbulencia imaginando que se trata de un bataneo en cola.
- Realizar un análisis aeroelástico con más grados de libertad o considerando la influencia de un flap.
- Tratar de estabilizar el perfil mediante técnicas de control automático.
- Realizar un estudio dinámico para condiciones de inicio del fenómeno.
- Incluir más variables en el estudio paramétrico.
- Materializar el estudio mediante mediciones experimentales en túnel de viento con velocimetría laser.

7 | Pliego de condiciones y presupuesto

7.1. Pliego de condiciones

Durante la realización de cualquier proyecto o trabajo se deben cumplir unas condiciones de seguridad, higiene y salud. Estas condiciones están reguladas por el Ministerio de Trabajo según el Real Decreto 486/1997, de 14 de abril, por el que se establecen las disposiciones mínimas de seguridad y salud en los lugares de trabajo.

Se debe asegurar que las condiciones se cumplan en cualquier lugar donde el trabajo sea realizado. A modo resumen se presentan las principales características necesarias que debe contar un estudio o oficina óptimo en lo referente a seguridad, higiene y ergonomía en los siguientes apartados.

7.1.1. Condiciones del lugar de trabajo

Entorno

El lugar de trabajo debe contar con unas dimensiones suficientes para acoger todos los elementos necesarios y permitir una movilidad mínima al trabajador.

Las empresas deben de adoptar unas medidas de seguridad que incluyan vías y salidas de evacuación en caso de emergencia. El constructor de las instalaciones deberá de diseñar un plan de emergencia que la empresa debe dar a conocer a los trabajadores ya sea mediante planos o simulacros periódicamente establecidos.

Además se deben de contar con una protección contra incendios adecuada, con revisiones del material por organismos competentes.

Cabe destacar que se deben de mantener unas condiciones de orden, limpieza y mantenimiento del puesto de trabajo. En todo momento la zona de trabajo ha de mantenerse en condiciones higiénicas adecuadas y las zonas de paso han de estar libres de obstáculos de forma que sea posible utilizarlas sin dificultades en todo momento.

Ergonomía

Durante la realización del proyecto se desempeñará un trabajo con pantallas de visualización. El uso de estas pantallas en el entorno de trabajo viene recogido en la legislación

del RD 488/1997 y se establecen unos requisitos mínimos en cuanto a la ergonomía del trabajador.

De este modo, se debe adaptar el lugar de trabajo a las características físicas y psicológicas del trabajador o el usuario que realizará la gran parte del trabajo delante de un ordenador.

El diseño del puesto de trabajo está directamente relacionado con los problemas de postura. Si se tiene en cuenta que el trabajo con pantallas de visualización se caracteriza por posturas estáticas prolongadas, se puede deducir que los efectos de estas posturas se agravan cuando el diseño del puesto de trabajo es incorrecto. Algunas de las recomendaciones a adoptar para evitar estos problemas que dañan la salud del empleado son:

- **Asiento:** Se recomienda un asiento regulable en altura e inclinación para encontrar una posición correcta que se adapte a cada usuario. Su respaldo debe apoyar a toda la zona lumbar. El uso de sillas con ruedas es recomendable para no coartar el movimiento del trabajador, siempre que no hayan desplazamientos involuntarios.
- **Mesa:** Se debe contar con una mesa de dimensiones suficientes para alojar todo el material de trabajo con una superficie no reflectante. Debe permitir cambiar de posición y de ajustar la colocación flexible de la pantalla.
- **Pantalla:** La imagen de la pantalla debe ser estable, sin fenómenos de destellos. La luminosidad y el contraste debe ser fácilmente regulable por el usuario. Asimismo, la pantalla debe ser orientable e inclinable a voluntad. La distancia entre la pantalla y los ojos del usuario no debe ser inferior a 40 cm, siendo la distancia óptima de 45 a 75 cm. La pantalla debe colocarse de manera que su área útil pueda ser vista dentro del campo de visión del usuario.
- **Teclado:** El teclado debe estar inclinado y, siempre que se pueda, ser independiente de la pantalla, de modo que permita al trabajador adoptar una postura cómoda, que no provoque cansancio en brazos y manos. Tendrá que haber espacio suficiente delante del teclado para que el usuario pueda apoyar los brazos y las manos. Los símbolos de las teclas deberán resaltar suficientemente y ser legibles desde la posición normal de trabajo.
- **Equipos de protección individual:** Es recomendable el uso de protectores de pantalla o de gafas específicas para trabajar con pantallas, ya que irradian luz perjudicial para los ojos. Los protectores consisten en un cristal polarizado, sostenido por un marco, que se superpone al cristal de la pantalla. Las gafas específicas para leer pantallas cuentan con un filtro que protege de la luz azul que más afecta a la visión. De este modo se consigue proteger la vista de los usuarios, además de mejorar las prestaciones ofrecidas por la pantalla, relacionadas con el contraste y la claridad.

Instalaciones

La **instalación eléctrica** debe estar proyectada, puesta en funcionamiento y mantenida por una empresa debidamente autorizada por el Ministerio de Industria o la Consejería de Industria u organismo similar de la comunidad autónoma correspondiente.

Esta instalación debe evitar originar contactos con las personas, incendios y explosiones, ateniéndose para ello a lo establecido sobre tensiones y seguridad en los Reglamentos de Baja y Alta Tensión en vigor. Según lo establecido para actividades con equipos que incluyen pantallas de visualización, se debe cumplir: cumplir los requerimientos de la Directiva sobre emisiones electromagnéticas (niveles mínimos de radiaciones), garantizar el adecuado mantenimiento de los cables y proporcionar longitud suficiente de los mismos. Todo ello tratando de facilitar el acceso y mantenimiento de los cables para agilizar las tareas de reparación sin interrupciones de las actividades de trabajo.

En cuanto a las **condiciones ambientales**, en el RD 488/1997 se establecen unas condiciones termohigrométricas por las que se debe de mantener una temperatura adecuada dentro de unos límites establecidos entre 23 y 26 °C en verano y de 20 a 24 °C en invierno. La humedad del aire debe mantenerse siempre entre el 45 % y el 65 %. Además, los equipos instalados en el puesto de trabajo no deberán producir un calor adicional que pueda ocasionar molestias a los trabajadores.

En cuanto a la ventilación del lugar del trabajo se debe asegurar una efectiva renovación del aire del local de trabajo.

Asimismo todas las instalaciones son objeto de un mantenimiento periódico, de forma que sus condiciones de funcionamiento satisfagan siempre las especificaciones y estén en condiciones óptimas.

Iluminación

La **iluminación** se debe adaptar a las condiciones de trabajo asegurando una visibilidad adecuada con unos niveles mínimos de iluminación que no supongan ningún riesgo para la seguridad o salud de los trabajadores. Puede ser natural o artificial, aunque la más recomendable es la natural. Sin embargo, dado que la intensidad de la iluminación natural varía con el día y depende de las condiciones meteorológicas, estaciones del año o localización geográfica debe complementarse adecuadamente con una iluminación artificial.

Se cuenta además con una distribución de los niveles de iluminación lo más uniforme posible, con unos niveles y contrastes de luminancia adecuados a las exigencias visuales de la tarea, sin deslumbramientos directos ni indirectos causados por objetos próximos a las zonas de trabajo, y sin sistemas de luz que impidan la correcta visualización del entorno o que supongan un riesgo de accidente.

Respecto a la ubicación del puesto y la pantalla, la norma da indicaciones sobre la colocación más adecuada del puesto de trabajo para evitar reflejos y deslumbramientos. Se recomienda que la pantalla se coloque perpendicularmente a las ventanas, y nunca frente a ellas o de espaldas a ellas, ya que ambos casos originarían reflejos o/y deslumbramientos. Estas medidas pueden ser complementadas con el uso de cortinas, persianas o mamparas locales que permitan el aprovechamiento adecuado de luz natural.

Ruido

El nivel sonoro en el puesto de trabajo debe de ser tan bajo como sea posible. Para conseguirlo, se deben utilizar equipos con una emisión sonora mínima y optimizar la acústica del local.

La directiva establece que para tareas difíciles y complejas que requieren una especial concentración el nivel sonoro equivalente no debe exceder 55dB(A).

7.1.2. Condiciones de los equipos informáticos

Para este trabajo se necesitan tanto equipos informáticos (*hardware*) como herramientas o programas (*software*) para realizar los cálculos y analizarlos.

Hardware

El *hardware* utilizado para la realización del proyecto corresponde con un ordenador portátil, en el que se han realizado las tareas de diseño, cálculo, simulación de datos y redacción. Las características del mismo son:

Modelo	HP DESKTOP-R202FRE
Procesador	Intel Core i7-6500U CPU @ 2.50GHZ 2.60GHZ
Memoria RAM	8GB
Memoria ROM	Kingsdom SSD 480GB
Tarjeta Gráfica	AMD Radeon R7 M340
Sistema operativo	Windows 10 Home
Arquitectura	64 bits

Software

En cuanto al empleo de *software* se utilizan los siguientes programas con diferentes funciones u objetivos:

SOFTWARE	VERSIÓN	FUNCIÓN
STAR-CCM+	2020.1	Simulaciones CFD
MATLAB	R2019a	Procesado de datos e imágenes
L ^A T _E X	TeXstudio 2.12.16	Redacción de la memoria

7.2. Presupuesto

En esta sección se tratarán los costes generados de realizar el presente Trabajo Final de Grado. De manera orientativa se ofrecerá un cálculo de todos los factores que suponen un coste a la hora de realizar un proyecto como éste. En el desglose del mismo constarán el coste humano utilizado (tanto de autor como tutor), las infraestructuras requeridas, los documentos adquiridos, el coste de los equipos electrónicos y las licencias de software utilizadas entre otros elementos.

7.2.1. Recursos bibliográficos

El primer paso para realizar el estudio sobre un determinado tema es la búsqueda de información y el análisis de la misma para lograr tener unos conocimientos sobre el tema a estudiar que permitan trazar la línea de estudio que se quiere llevar a cabo. El conocimiento de la bibliografía es muy importante a la hora de plantear unos objetivos claros y de validar o contrastar los resultados obtenidos.

En determinadas ocasiones los recursos necesarios para obtener una información no son de libre acceso y se deben adquirir a revistas que publican estos artículos, o a librerías específicas en caso de libros. Para un trabajo como éste se estima que se han podido adquirir unas 5 publicaciones que no contaban con acceso gratuito, con un promedio de 25 € de coste cada una de ellas.

CONCEPTO	UNIDADES	PRECIO UNIDAD	IMPORTE
Documentación	5	25 €	125 €
Subtotal			125 €

7.2.2. Mano de obra

El coste ocasionado por mano de obra corresponde al tiempo invertido por el estudiante que finaliza los estudios de grado y el ingeniero que le tutoriza. Se considera que el ingeniero cobra un sueldo acorde a su labor mientras que el estudiante cuenta con un sueldo de becario en prácticas.

El tiempo que dedica el tutor consta de reuniones, de horas de consulta de dudas, de revisión del trabajo y de gestión de los trámites del proyecto, mientras que las horas que dedica el estudiante corresponden a los 12 créditos asignados que serían 360h.

CONCEPTO	UNIDADES	PRECIO UNIDAD	IMPORTE
Reuniones y dudas	7 h	40 €/h	280 €
Revisión y trámites	3 h	40 €/h	120 €
Estudiante	360 h	5 €/h	1800 €
Subtotal			2200 €

7.2.3. Infraestructura y material

Se necesitan adquirir o alquilar un cierto espacio de trabajo y unas herramientas específicas para realizar un proyecto. De este modo se necesitará un ambiente de trabajo adecuado con las características expuestas en la sección 7.1, por lo que se optará por alquilar un estudio totalmente equipado y servicios de luz, calefacción e internet incluidos durante unos dos meses.

En cuanto al equipo utilizado para realizar los cálculos se considerará un ordenador portátil estándar que cuente con un buen procesador con 4 núcleos de CPU, unos 8GB de memoria RAM y almacenamiento suficiente, cuyo valor de mercado ronda actualmente unos 700 €.

CONCEPTO	UNIDADES	PRECIO UNIDAD	IMPORTE
Estudio	2 meses	200 €/mes	400 €
Ordenador	1	700 €	700 €
Subtotal			1100 €

7.2.4. Licencias de Software

Por último, faltan por incluir los costes asociados a los programas utilizados para la realización del proyecto. En este apartado se deben incluir tanto el software de mecánica de fluidos que se ha utilizado para obtener los resultados, como los programas de tratamiento de información, imágenes o texto.

El programa CFD utilizado ha sido Star-CCM+, que cuenta con un coste aproximado por hora de uso de 40 céntimos; el programa utilizado para obtener las gráficas es MATLAB, con un coste de licencia anual por estudiante de 250 €; y el programa usado para la redacción de la memoria es L^AT_EX, que es de libre acceso.

CONCEPTO	UNIDADES	PRECIO UNIDAD	IMPORTE
Star-CCM+	1250 h	0.4 €/h	500 €
MATLAB	1 año	250 €/año	250 €
L ^A T _E X		0 €	0 €
Subtotal			750 €

7.2.5. Coste total

Sumando todos los subtotales referentes a los diferentes gastos que ocasiona realizar el proyecto más los impuestos regresivos que deben ir declarados en una factura, y que corresponden al 21 % de tasa IVA, se obtiene en valor total estimado del presupuesto.

CATEGORIA	SUBTOTAL
Bibliografía	125 €
Mano de obra	2200 €
Oficina y hardware	1100 €
Software	750 €
TOTAL sin IVA	4175 €
IVA (21 %)	876.75 €

COSTE TOTAL || 5051.75 €

El coste total del proyecto es:

**CINCO MIL CINCUENTA Y UN EUROS CON SETENTA Y CINCO
CÉNTIMOS**

Nomenclatura

ϕ	Parámetro arbitrario.
α	Ángulo de ataque
α_{onset}	Ángulo de ataque de inicio del <i>shock-buffet</i>
Δx	Tamaño de celda
κ	Conductividad térmica
μ	Relación de masa
μ	Viscosidad dinámica
\bar{f}	Frecuencia reducida
ρ	Densidad
τ	Periodo del ciclo de buffet
ν	Viscosidad cinemática
\vec{u}	Vector velocidad
ζ	Tasa de amortiguamiento
a	Velocidad del sonido
a_p	Velocidad de las perturbaciones aguas abajo
a_u	Velocidad de las perturbaciones aguas arriba (ondas Kutta)
a_∞	Velocidad del sónico del flujo libre
a_{loc}	Velocidad del sonido local
b	Semicuerda alar
c	Coefficiente de amortiguamiento
c	Cuerda media aerodinámica (MAC)
c_c	Coefficiente de amortiguamiento crítico
C_L	Coefficiente de sustentación

<i>CFD</i>	Computational Fluids Dynamics
<i>CFL</i>	Número de Courant
<i>DES</i>	Detached Eddy Simulation
<i>DFBI</i>	Dynamic Fluid Body Interaction
<i>DNS</i>	Direct Numerical Simulation
<i>e</i>	Energía cinética
<i>f</i>	Frecuencia
<i>F_E</i>	Término fuente de energías másicas y calentamiento viscoso
<i>F_M</i>	Término fuente de fuerzas másicas y elementos viscosos
<i>g</i>	Fuerza de gravedad
<i>k*</i>	Rigidez adimensional
<i>L_c</i>	Longitud característica
<i>LCO</i>	Limit Cycle Oscillation
<i>LES</i>	Large Eddy Simulation
<i>M</i>	Número de Mach
<i>M_∞</i>	Mach del flujo libre
<i>M_{crit}</i>	Mach crítico
<i>M_{loc}</i>	Número de Mach local
<i>M_{onset}</i>	Mach de inicio del <i>shock-buffet</i>
<i>ONERA</i>	Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales
<i>p</i>	Presión del fluido
<i>PIV</i>	Velocimetría de imágenes de partículas.
<i>PSD</i>	Power Spectrum Density
<i>RANS</i>	Reynolds Averaged Navier Stokes
<i>Re</i>	Número de Reynolds
<i>RSM</i>	Reynolds Stress Model
<i>SRS</i>	Scale-Resolving Simulations
<i>SST</i>	Shear Stress Transport
<i>St</i>	Número de Strouhal

$SWBLI$	Shock wave/boudary layer interaction
T	Temperatura
t/c	Relación entre grosor y cuerda del perfil
U_∞	Velocidad del flujo libre
u_τ	Velocidad de fricción
V	Velocidad
x_s	Posición media de la onda de choque
y	Distancia a la pared
IVA	Impuesto al valor agregado

Bibliografía

- [1] Daniella E Raveh. Numerical study of an oscillating airfoil in transonic buffeting flows. *AIAA journal*, 47(3):505–515, 2009.
- [2] Michael Iovnovich and Daniella E Raveh. Reynolds-averaged navier-stokes study of the shock-buffet instability mechanism. *AIAA journal*, 50(4):880–890, 2012.
- [3] S Raghunathan, RD Mitchell, and MA Gillan. Transonic shock oscillations on naca0012 aerofoil. *Shock Waves*, 8(4):191–202, 1998.
- [4] ARG Mundell and DG Mabey. Pressure fluctuations caused by transonic shock/boundary-layer interaction. *The Aeronautical Journal*, 90(897):274–282, 1986.
- [5] Hendrik Tijdeman. Investigations of the transonic flow around oscillating airfoils. *NLR-TR 77090 U*, 1977.
- [6] J. López Díez; P. García-Fogeda Núñez. Aeroelasticidad - cuarto curso. *UPM*, Capítulos de 1 a 15, 1992.
- [7] *Technical Report by the Accidents Investigation Sub-Committee on the accident to the aeroplane G-AAZK at Meopham, Kent, on 21st July, 1930.* (Air Ministry. Aeronautical Research Committee. Reports and memoranda). 1931.
- [8] WF Hilton and RG Fowler. *Photographs of shock wave movement.* HM Stationery Office, 1947.
- [9] John B McDevitt, Lionel L Levy Jr, and George S Deiwert. Transonic flow about a thick circular-arc airfoil. *AIAA Journal*, 14(5):606–613, 1976.
- [10] Lionel L Levy Jr. Experimental and computational steady and unsteady transonic flows about a thick airfoil. *AIAA Journal*, 16(6):564–572, 1978.
- [11] John B McDevitt. Supercritical flow about a thick circular-arc airfoil. 1979.
- [12] Frederick W Roos. Some features of the unsteady pressure field in transonic airfoil buffeting. *Journal of Aircraft*, 17(11):781–788, 1980.
- [13] John B McDevitt and Arthur F Okuno. Static and dynamic pressure measurements on a naca 0012 airfoil in the ames high reynolds number facility. 1985.
- [14] BHK Lee. Investigation of flow separation on a supercritical airfoil. *Journal of Aircraft*, 26(11):1032–1037, 1989.

- [15] BHK Lee. Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds. *Progress in Aerospace Sciences*, 37(2):147–196, 2001.
- [16] Nicholas F Giannelis, Gareth A Vio, and Oleg Levinski. A review of recent developments in the understanding of transonic shock buffet. *Progress in Aerospace Sciences*, 92:39–84, 2017.
- [17] Laurent Jacquin, Pascal Molton, Sebastien Deck, Bernard Maury, and Didier Soulevant. Experimental study of shock oscillation over a transonic supercritical profile. *AIAA journal*, 47(9):1985–1994, 2009.
- [18] Sébastien Deck. Numerical simulation of transonic buffet over a supercritical airfoil. *AIAA journal*, 43(7):1556–1566, 2005.
- [19] Donald Rockwell. Oscillations of impinging shear layers. *AIAA journal*, 21(5):645–664, 1983.
- [20] JD Crouch, A Garbaruk, D Magidov, and L Jacquin. Global structure of buffeting flow on transonic airfoils. In *IUTAM Symposium on Unsteady Separated Flows and their Control*, pages 297–306. Springer, 2009.
- [21] A Hartmann, A Feldhusen, and W Schröder. On the interaction of shock waves and sound waves in transonic buffet flow. *Physics of Fluids*, 25(2):026101, 2013.
- [22] HH Pearcey. A method for the prediction of the onset of buffeting and other separation effects from wind tunnel tests on rigid models. Technical report, ADVISORY GROUP FOR AERONAUTICAL RESEARCH AND DEVELOPMENT PARIS (FRANCE), 1958.
- [23] BHK Lee and FC Tang. Transonic buffet of a supercritical airfoil with trailing-edge flap. *Journal of Aircraft*, 26(5):459–464, 1989.
- [24] Chuanqiang Gao, Weiwei Zhang, Xintao Li, Yilang Liu, Jingge Quan, Zhengyin Ye, and Yuewen Jiang. Mechanism of frequency lock-in in transonic buffeting flow. *Journal of Fluid Mechanics*, 818:528–561, 2017.
- [25] Robert D Blevins. Flow-induced vibration. *New York, Van Nostrand Reinhold Co., 1977. 377 p., 1977.*
- [26] Daniella E Raveh and Earl H Dowell. Aeroelastic responses of elastically suspended airfoil systems in transonic buffeting flows. *AIAA journal*, 52(5):926–934, 2014.
- [27] G Barakos and Dimitris Drikakis. Numerical simulation of transonic buffet flows using various turbulence closures. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 21(5):620–626, 2000.
- [28] Eric Goncalves and Robert Houdeville. Turbulence model and numerical scheme assessment for buffet computations. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 46(11):1127–1152, 2004.
- [29] SIEMENS. *STAR-CCM+ User Guide*. Siemens.
- [30] P. Martí Gomez-Aldaraví; R. Navarro Garcia. Apuntes de la asignatura: Ampliación de mecánica de fluidos. *UPV*, 2018.

- [31] WJ Duncan. Tail buffeting. *The Aeronautical Journal*, 38(278):108–137, 1934.
- [32] H Li Seegmiller, JG Marvin, and LL Levy Jr. Steady and unsteady transonic flow. *AIAA Journal*, 16(12):1262–1270, 1978.
- [33] Christopher L Rumsey, Mark D Sanetrik, Robert T Biedron, N Duane Melson, and Edward B Parlette. Efficiency and accuracy of time-accurate turbulent navier-stokes computations. *Computers & Fluids*, 25(2):217–236, 1996.