



UNIVERSIDAD  
POLITECNICA  
DE VALENCIA



  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

# FLAMEO DE UN PERFIL CON UN GRADO DE LIBERTAD

Diseño de experimento y análisis teórico

Autora

**Henriette Merle Bolufer**

Tutor

**Mario Lázaro Navarro**

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

Especialidad aeronaves

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

**Universidad Politécnica de Valencia**

Valencia, Septiembre de 2018

# **FLAMEO DE UN PERFIL CON UN GRADO DE LIBERTAD**

Diseño de experimento y análisis teórico

**Henriette Merle Bolufer**

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño  
Universidad Politécnica de Valencia

Septiembre de 2018

*... A mi madre, por ser el pilar de mi vida*

## Agradecimientos

*Deseo expresar mi más profunda y sincera gratitud al Doctor Mario Lázaro Navarro, el tutor de mi Trabajo de Fin de Grado, por haberme dado la posibilidad de realizar este estudio experimental y haberme acercado más a la realidad de lo que estamos estudiando. Agradecerle su apoyo, todo el material que ha puesto a mi disposición y la orientación científica que me ha ofrecido durante la realización del proyecto. Sin su ayuda, no habría sido posible.*

*A mis amigos por apoyarnos en todo momento, entendernos y comprendernos.*

*A todas aquellas personas y profesores que me han guiado a lo largo de esta etapa y me han motivado para hacer este oficio parte de mi vida.*

*A toda mi familia, mis tíos, mis abuelos, mi hermana, también a Víctor, por estar siempre a mi lado, animándome cuando las cosas no van cómo esperas y celebrando los logros que he ido consiguiendo a lo largo de mi vida.*

*Por último pero no menos importante, gracias mamá por hacerme fuerte cada día, por tu paciencia, tu dedicación y apoyo aunque muchas veces no entendieras lo que estuviera haciendo y aún así lo intentabas. Muchas gracias.*

## Resumen

El presente Trabajo Fin de Grado aborda el estudio aeroelástico en cuanto a la inestabilidad de una de las partes más fundamentales de una aeronave, las alas. En concreto, se ha escogido un sistema con un solo grado de libertad, el giro, y con rótula cerca del borde de ataque. En el documento se trata la fase de prediseño en su totalidad, analizando las diferentes variables que intervienen en el problema para posteriormente escoger un diseño óptimo, realizarlo, fabricarlo y poder ensayarlo en el túnel de viento. La inestabilidad más representativa que se puede producir en un perfil alar en una corriente de aire es el flameo. Esto ocurre cuando la frecuencia natural del sistema coincide con la frecuencia de excitación provocando la resonancia de la estructura. Para poder controlar este fenómeno se ha de estudiar a partir de qué velocidad el perfil alar empieza a flamear. Es por ello que resulta de interés el estudio experimental del modelo en el túnel de viento con el fin de poder compararlo con los resultados teóricos. Tras la realización del estudio se ha observado que el modelo diseñado no flamea en el túnel de viento, dándose una contradicción con lo esperado. Esto ya ha ocurrido también en estudios similares y, por tanto, se aborda en este trabajo la intención de justificar las posibles causas y encontrar posibles soluciones a este problema.

## Abstract

The present End-of-Degree Project addresses the aeroelastic study in terms of the instability of one of the most fundamental parts of an aircraft, the wings. In particular, we have chosen a system with only one degree of freedom, the pitch, and with a kneecap near the leading edge. The pre-design phase is treated in its entirety, analyzing the different variables that intervene in the problem to later choose an optimal design, make it, manufacture it and be able to test it in the wind tunnel. The most representative instability that can occur in a wing profile in an air current is flutter. This occurs when the natural frequency of the system is equal to the excitation frequency causing the resonance of the structure. To be able to control this phenomenon it is necessary to study from what speed the wing profile starts to flutter. That is why the experimental study of the model in the wind tunnel is of interest in order to be able to compare it with the theoretical results. After the realization of the study it has been observed that the designed model does not flutter in the wind tunnel, contradicting the expected. This has already happened in similar studies and, therefore, the intention of justifying the possible causes and finding possible solutions to this problem is addressed in this work.

## Palabras clave

Aeroelasticidad, flameo, experimento, túnel de viento.

# Índice general

<b>Agradecimientos</b>	<b>2</b>
<b>Resumen</b>	<b>3</b>
<b>Abstract</b>	<b>4</b>
<b>Palabras Clave</b>	<b>5</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>11</b>
1.1. Motivación y estado actual . . . . .	11
1.2. Antecedentes . . . . .	13
1.3. Herramientas . . . . .	20
1.4. Objetivos . . . . .	22
1.5. Descripción del documento . . . . .	22
<b>2. Fundamentos teóricos</b>	<b>24</b>
2.1. Aeroelasticidad y flameo . . . . .	24
2.2. Aerodinámica . . . . .	26
<b>3. Diseño propuesto</b>	<b>32</b>
3.1. Consideraciones previas . . . . .	32
3.1.1. Condiciones atmosféricas en la realización del experi- mento . . . . .	32
3.2. Fase de prediseño . . . . .	33
3.2.1. Esquema de flameo de 1 grado de libertad. Análisis teórico . . . . .	33
3.2.2. Evolución del estudio teórico al diseño del modelo. Elementos constructivos . . . . .	38
3.3. Diseño final y fabricación del modelo . . . . .	46
3.4. Otras utilidades del diseño . . . . .	50
3.4.1. Medición de la rigidez de un muelle . . . . .	50
3.4.2. Medición del amortiguamiento estructural . . . . .	52
<b>4. Estudio experimental</b>	
<b>Comparación con el estudio teórico</b>	<b>54</b>
4.1. Ensayo del modelo en el túnel de viento . . . . .	55

4.2. Cambios realizados en el ensayo . . . . .	57
4.2.1. Comparación del ensayo con estudios relacionados. Posibles causas de fallo . . . . .	57
4.2.2. Cambios estudiados en nuevos ensayos . . . . .	62
<b>5. Trabajos futuros</b>	<b>64</b>
<b>6. Presupuesto</b>	<b>68</b>
6.1. Presupuesto del estudio experimental . . . . .	69
6.2. Presupuesto de salarios . . . . .	70
6.3. Presupuesto total . . . . .	70
<b>7. Conclusiones</b>	<b>71</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>74</b>

## Índice de figuras

1.1.	El triángulo aeroelástico de Collar. . . . .	12
1.2.	Calle de vórtices de von Kármán. . . . .	13
1.3.	Experimento de Kiergan y Tomamichel. . . . .	15
1.4.	Experimento de Runyan. . . . .	16
1.5.	Gráfico de velocidad crítica de flameo frente al parámetro de inercia para distintas posiciones del eje de rotación. . . . .	17
1.6.	Gráfico de frecuencia reducida frente al parámetro de inercia para distintas posiciones del eje de rotación. . . . .	18
1.7.	Gráfico de posición del eje de rotación $\alpha$ frente a la frecuencia reducida. . . . .	19
1.8.	Curvas del flameo teórico y experimental para la posición del eje de rotación $\alpha = -1,24$ . . . . .	19
1.9.	Túnel de viento del hangar de la UPV. . . . .	20
1.10.	Distribución de velocidad del túnel de viento. . . . .	21
2.1.	Esquema básico del sistema de 1 grado de libertad. . . . .	25
2.2.	Partes de un perfil alar. . . . .	26
2.3.	Perfil inmerso en una corriente de aire. . . . .	27
2.4.	Descomposición de la fuerza aerodinámica en un perfil alar. . . . .	28
3.1.	Sistema de un perfil con el grado de libertad de giro y rótula cerca del borde de ataque. . . . .	34
3.2.	Diseño de la estructura del modelo. . . . .	38
3.3.	Curva polar del perfil NACA 0024. . . . .	39
3.4.	Diseño del perfil alar. . . . .	40
3.5.	Diseño del perfil alar con elementos inerciales y rigidizadores. . . . .	40
3.6.	Velocidad de flameo para distintas posiciones del eje de giro. . . . .	44
3.7.	Frecuencia reducida de flameo para distintos valores de inercia. . . . .	45
3.8.	Velocidad de flameo para distintos valores de inercia. . . . .	45
3.9.	Diseño propuesto para el estudio de flameo de 1 grado de libertad. . . . .	46
3.10.	Modelo real para el estudio de flameo de 1 grado de libertad. . . . .	50
3.11.	Muelle y juego de pesos de calibración para medir la rigidez. . . . .	51
3.12.	Ley del muelle obtenida experimentalmente. . . . .	51
3.13.	Rigidez del muelle obtenida experimentalmente . . . . .	52

3.14. Amortiguamiento estructural del modelo medido experimentalmente. . . . .	53
4.1. Ensayo del modelo en el túnel de viento. . . . .	55
4.2. Correspondencia entre la velocidad de flameo y la frecuencia en el túnel de viento. . . . .	55
4.3. Vórtices en punta de ala. . . . .	58
4.4. Comparación de la velocidad de flameo frente al coeficiente másico del modelo y el estudio de Runyan. . . . .	58
4.5. Comparación de la posición óptima del eje entre el modelo y el estudio de Runyan. . . . .	59
4.6. Comparación de la velocidad de flameo teórica y experimental en el estudio de Runyan. . . . .	60
5.1. Perfil aerodinámico equivalente para divergencia. . . . .	66

## Índice de cuadros

3.1. Condiciones atmosféricas del ensayo. . . . .	32
3.2. Datos geométricos del perfil alar. . . . .	39
3.3. Estudio de sensibilidad de la inercia de los diferentes elementos estructurales. . . . .	41
3.4. Datos necesarios para calcular la velocidad de flameo. . . . .	42
3.5. Resultados de las ecuaciones de Lagrange. . . . .	42
3.6. Resultados de los parámetros de flameo. . . . .	43
6.1. Presupuesto para el montaje del modelo. . . . .	69
6.2. Presupuesto para los equipos de medida. . . . .	69
6.3. Presupuesto de salarios. . . . .	70
6.4. Presupuesto total del ensayo. . . . .	70

# 1

## Introducción

### 1.1. Motivación y estado actual

La aeroelasticidad es una rama de la ingeniería aeronáutica que estudia la respuesta de un sistema flexible ante una interacción con fuerzas aerodinámicas e inerciales, así como los fenómenos que puedan derivarse.

Los efectos aerodinámicos tienen una mayor influencia en el diseño y en las actuaciones de una aeronave y en el trabajo propuesto se va a analizar en concreto un perfil alar y cómo puede afectar uno de los fenómenos derivados de la aeroelasticidad.

Este campo de estudio se puede resumir más claramente mediante el clásico triángulo de Collar [1] que recoge todas las disciplinas involucradas y que se puede observar en la Figura 1.1, los tres tipos de fuerzas básicas que son las fuerzas inerciales, aerodinámicas y elásticas, así como sus interrelaciones que derivan en estabilidad y control, aeroelasticidad estática y vibraciones.

Normalmente, el fenómeno aeroelástico se puede clasificar estático o dinámico. La aeroelasticidad estática considera efectos no-oscilatorios de las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre una estructura aeroespacial flexible. La naturaleza flexible de las alas tiene una influencia sobre la forma alar y consecuentemente sobre la distribución de sustentación en una maniobra equilibrada o en vuelo de crucero.

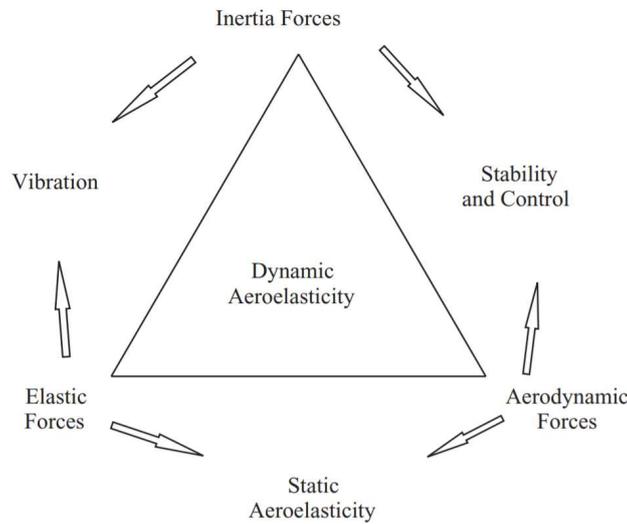


Figura 1.1: El triángulo aeroelástico de Collar.

En cambio, la aeroelasticidad dinámica concierne al efecto oscilatorio de las interacciones aeroelásticas y el principal área de interés es un fenómeno catastrófico conocido como flameo. Esta inestabilidad incluye dos o más modos de vibración y proviene de un acoplamiento inadecuado de las fuerzas aerodinámicas, inerciales y elásticas haciendo que el movimiento se vaya amplificando progresivamente. Esto significa que, por tanto, la estructura puede extraer energía del flujo de aire y colapsar si no disipa la energía, dando lugar a un fallo estructural.

Por ello, resulta de gran interés en el ámbito el estudio y conocimiento teórico y práctico de este fenómeno con el fin de poder evitarlo o controlarlo. En el presente proyecto, por tanto, se ha llevado a cabo, por un lado, un estudio teórico a través de programas matemáticos en *Matlab* y *Mathematica* mediante diferentes métodos numéricos y, por otro lado, un análisis experimental haciendo uso del túnel de viento. La principal finalidad lógicamente se reduce a conocer la frecuencia de oscilación y a partir de que velocidad se produce el flameo. Posteriormente se compararán los resultados obtenidos por ambas aproximaciones para poder extraer futuras conclusiones.

La instalación utilizada en el estudio experimental es de uso común en empresas aeronáuticas y permite estudiar los efectos de las fuerzas y momentos aerodinámicos que causa el flujo de aire a una determinada velocidad de vuelo alrededor de un cuerpo. Además, se podrá detectar visualmente la velocidad crítica de flameo. Más adelante, se expondrá con mayor detalle el montaje del sistema y el diseño estructural propuesto en cuanto al perfil alar para estudiar este fenómeno.

El estudio aeroelástico del flameo no pertenece exclusivamente al campo

aeronáutico, sino también a otros muchos tipos de estructuras que puedan estar influenciadas por el viento, ya sean puentes, molinos, coches de Fórmula 1, etc.

Uno de los ejemplos más representativos es el famoso colapso de puente de Tacoma Narrows [7], en su momento el tercer puente más grande del mundo construido en 1940. El puente estaba formado por un tablero horizontal y dos paneles verticales a los lados (todo sujeto a dos grandes torres por medio cables). El viento venía horizontalmente y al toparse con el panel horizontal se desdobló en dos flujos de aire que recorrían el puente y que formaban remolinos (los famosos vórtices de *karman*) tanto en la parte superior como en la inferior. Estos remolinos lógicamente no se formaron en el mismo instante de tiempo por lo que la combinación de ambos generó una fuerza periódica (observar Figura 1.2)

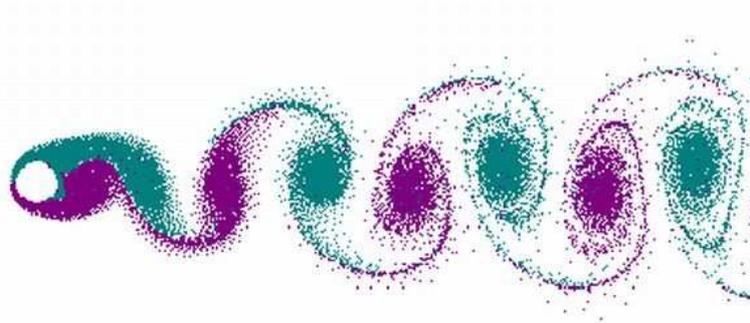


Figura 1.2: Calle de vórtices de von Kármán.

Como la frecuencia de esta fuerza (llamada frecuencia de Strouhal) coincidió con una de las frecuencias naturales del puente se manifestó el fenómeno físico llamado flameo, producido por la resonancia mecánica creada por los remolinos del viento.

## 1.2. Antecedentes

En este apartado del documento se van a introducir dos artículos relacionados con este trabajo de final de grado en los cuáles ya se realizaron estudios sobre el flameo de un grado de libertado con rótula en el borde de ataque o rótula variable en cuanto a su posición a lo largo del eje de la cuerda del perfil.

En primer lugar, en 1942 en el Instituto de Tecnología de California, N. B. Kiergan y J. J. Tomamichel realizaron una tesis sobre el estudio del flameo

con un grado de libertad [9]. Ellos quisieron elaborar una teoría para determinar el momento aerodinámico al que está sometido un perfil en esas condiciones, teniendo un grado de libertad y siendo el perfil simétrico. Una vez desarrollada esta teoría realizaron una investigación experimental para verificar esta teoría y el flameo con un grado de libertad de un perfil oscilante. Se concluyó que para pequeñas oscilaciones los valores teóricos de este momento eran correctos y que además cuando el eje transversal de giro del perfil se encuentra en o cerca del borde de ataque no existe flameo. Esto claramente se contradice con la teoría que se conoce hoy en día de aeroelasticidad y flameo. Muchos autores, en particular Wagner, Glauert, Theodorsen y Von Karman entre otros, han desarrollado una teoría del movimiento no-estacionario de alas finas. Concretamente, Theodorsen cubre el aspecto de la inestabilidad aerodinámica. Sus aportaciones se utilizarán más adelante a lo largo del trabajo para poder calcular la velocidad crítica de flameo. Según ambos autores de la tesis, todavía no se habían obtenido suficientes datos respecto a la inestabilidad de un ala fina con un grado de libertad (el rotacional). Por ello, se investigó experimentalmente el flameo de este sistema variando la posición del eje de rotación desde 0 hasta el 25 % de la cuerda y para el 75 % de esta (posiciones clave estudiadas teóricamente por Glauert). Tras los cálculos teóricos de esta investigación se concluyó que:

- Para posiciones del eje mayores que el 25 % de la cuerda no existe flameo.
- Cuando el eje se encuentra al 75 % de la cuerda, el flameo va desapareciendo ya que la frecuencia reducida tiende a infinito.
- Para posiciones del eje entre el 0 y el 25 % de la cuerda existe flameo para valores bajos de frecuencia reducida.

El perfil utilizado en el experimento (NACA 0009) era lo suficientemente rígido para no experimentar flexión ni torsión, permitiendo solamente rotación alrededor del eje. Para evitar la posible fricción del eje que atravesaba el perfil, se utilizaron una especie de cojinetes. Además, viene indicado que el eje estaba articulado de manera que este se podía mover de posición en el perfil. Este aspecto no queda claramente explicado por lo que no se podrá estudiar su posible influencia en los resultados de la investigación. Los autores destacaron también la importancia de poder variar el momento de inercia del sistema mediante unas masas sujetas en los extremos del sistema. Por otro lado, era importante conseguir que el centro del perfil no vibrara verticalmente. Tras una serie de cálculos analíticos se tenía claro que para posiciones del eje cercanas al borde de ataque se necesitaba una frecuencia reducida baja y una alta inercia. Esto como ya se ha explicado anteriormente, se tuvo en cuenta en el diseño. El rango de frecuencias reducidas que se obtuvieron experimentalmente variando los distintos parámetros abarcan

desde  $\lambda = 0,072$  hasta  $\lambda = 0,838$ . Contrariamente a lo esperado, solamente se observó una ligera vibración vertical, es decir, no hubo flameo, concluyendo así que el método teórico existente para desarrollar el flameo no en principio no se puede utilizar para ejes de rotación situados cerca del borde de ataque (al menos en sistemas diseñados como este). En esta tesis se realizaron otros análisis que no resultan de interés en este documento por lo que no se van a abarcar.

En las siguientes imágenes (Figura 1.3) se puede observar el sistema que se construyó y en el que se ensayó la investigación:

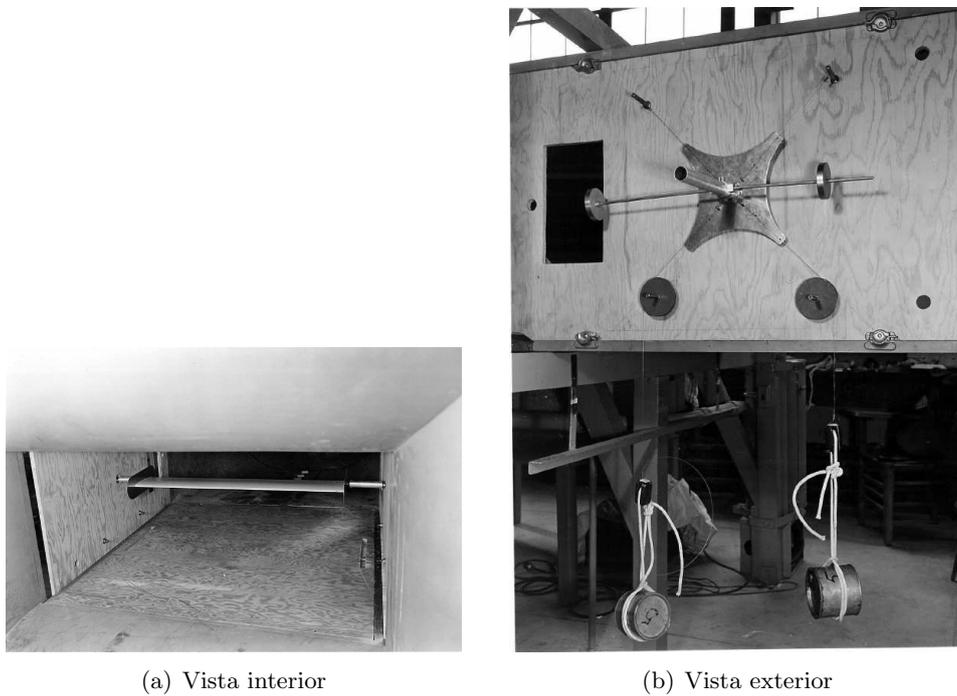


Figura 1.3: Experimento de Kiergan y Tomamichel.

Destacar que fuera del túnel quedan las partes que proporcionan inercia al perfil ya que dentro sería inviable colocar las masas colgando.

Por otro lado, Harry L. Runyan del Laboratorio Aeronáutico de Langley publicó un artículo [8] sobre este mismo estudio en 1952. Su propuesta de diseño se puede ver esquemáticamente en la Figura 1.4:

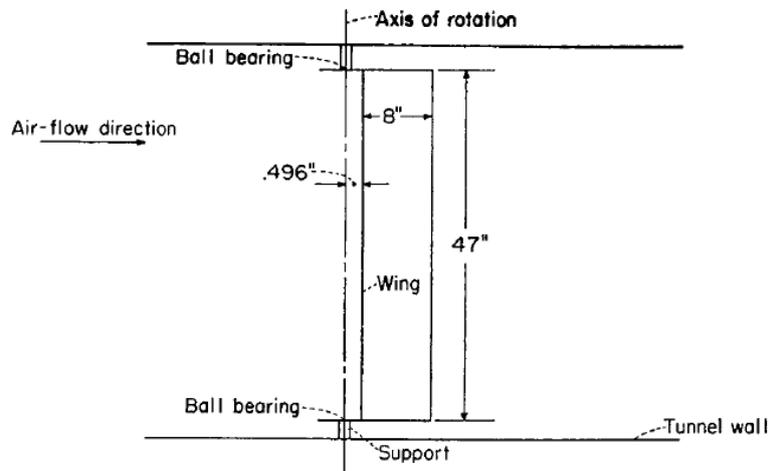


Figura 1.4: Experimento de Runyan.

En cambio, en esta investigación sí se pudo demostrar la existencia de flameo para rótulas cerca del borde de ataque y con un alargamiento alar  $AR = 5,87$  y valores de inercia altos que se corresponden a elevadas altitudes. Aunque el  $AR$  no se ha tenido en cuenta en los cálculos, sí podría tener una influencia en la oscilación del sistema. Además, en este estudio se tuvo en cuenta la velocidad de vuelo, el Mach y se definió como parámetro variable para estudiar su dependencia. Este aspecto no se va a destacar mucho más en este documento ya que no resulta de interés para el caso. Las conclusiones a las que se llegaron en el estudio anterior en cuanto a importancia de ciertas variables también se han dado en esta investigación.

A continuación se van a mostrar algunos gráficos que representan las diferentes relaciones entre el parámetro de inercia, la velocidad reducida, la posición del eje de rotación, etc.

En la Figura 1.5 se puede observar cómo a mayor inercia, la curva de la frecuencia reducida llega a una asíntota horizontal para la velocidad de flameo. Es decir, un aumento en el parámetro de inercia reduciría significativamente la velocidad crítica de flameo. Es el valor asíntótico de esta curva el que coincide con esta velocidad crítica que resulta de interés. Además, conforme aumenta el valor de  $a$ , se puede observar cómo el valor de la curva de velocidad crítica ( $1/k$ ) disminuye. Esto solo sucede hasta cierto punto ya que para  $a = -2,0$  este valor vuelve a su tendencia creciente. Este análisis se realizará más adelante también para el diseño que se va a proponer en este trabajo de fin de grado.

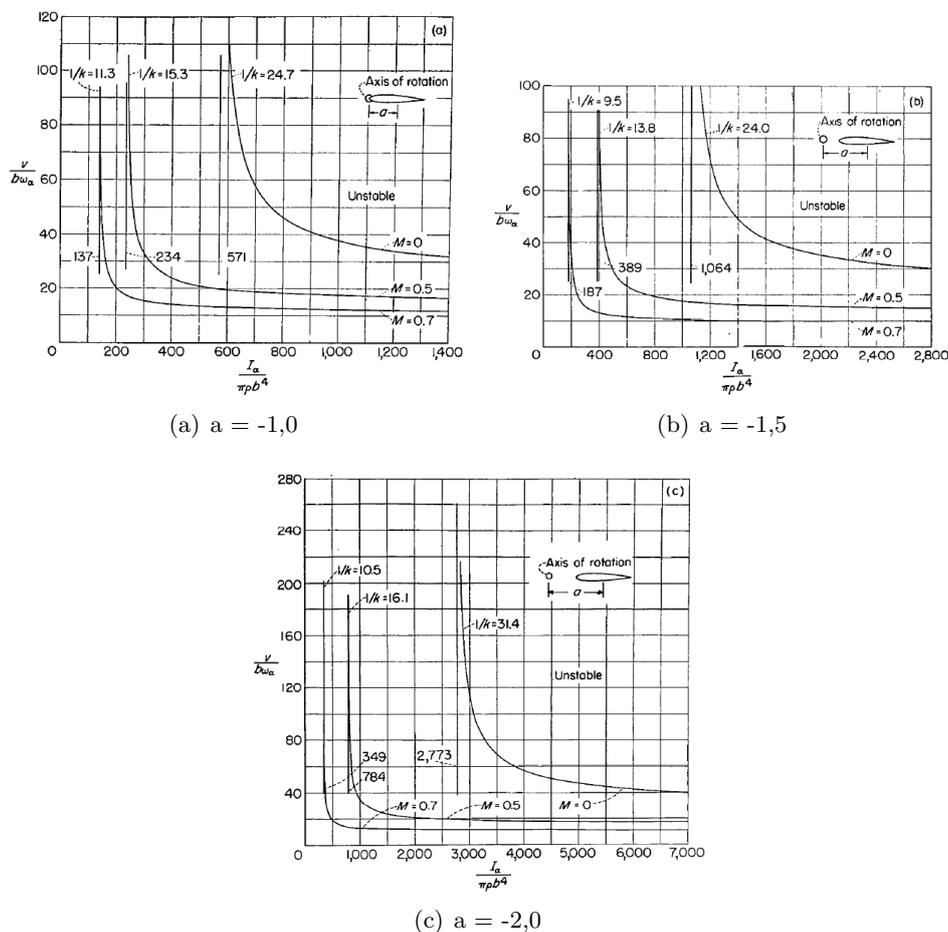


Figura 1.5: Gráfico de velocidad crítica de flameo frente al parámetro de inercia para distintas posiciones del eje de rotación.

En los siguientes gráficos (Figura 1.6), se puede observar cómo para valores bajos del parámetro de inercia el sistema es estable. La frecuencia de oscilación es infinita (asíntota vertical) y decrece rápidamente cuando aumenta la inercia. Para valores altos de esta la curva tiende al valor de la frecuencia natural  $w_n$  del sistema. De nuevo el valor de la frecuencia reducida experimenta el mismo cambio de disminución y aumento que en el caso anterior.

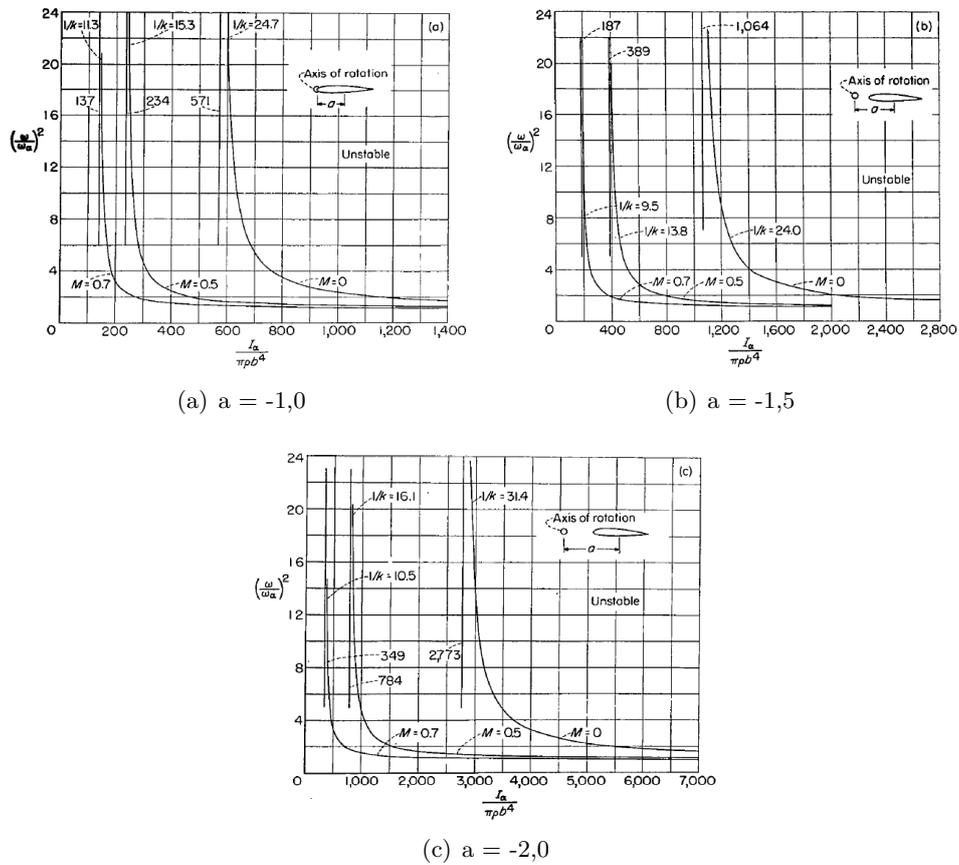


Figura 1.6: Gráfico de frecuencia reducida frente al parámetro de inercia para distintas posiciones del eje de rotación.

A continuación, cabe destacar que existe un valor óptimo de la posición del eje de rotación  $a$  (Figura 1.7) ya que en esta se consigue que la frecuencia reducida sea prácticamente constante a cualquier velocidad excepto para valores muy bajos. Este factor se va considerar también en la fase de diseño del experimento. Adicionalmente, el valor de esta posición se debe estudiar además en conjunto con la inercia, debido a que a mayor distancia obviamente la inercia también aumenta y esto puede favorecer el estudio. Aun así tampoco interesa alejarlo demasiado del centro del perfil ya que su influencia no es tan grande y se puede suplir con otros elementos constructivos en el diseño.

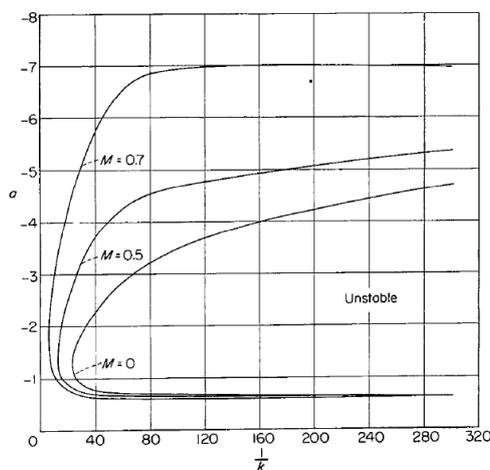


Figura 1.7: Gráfico de posición del eje de rotación  $a$  frente a la frecuencia reducida.

Finalmente, se presenta el gráfico más importante del estudio y que puede resultar verdaderamente interesante para conseguir buenos resultados en el propuesto en este documento. En la Figura 1.8 se muestran las curvas experimental y teórica del flameo para una posición  $a = -1, 24$ . Como se puede apreciar, para bajos valores de inercia los resultados no coinciden. Según la teoría existe una velocidad de flameo mientras que en la práctica no (o apenas). Este análisis resultará útil en el apartado 4. *Estudio experimental y Comparación con el estudio teórico.*

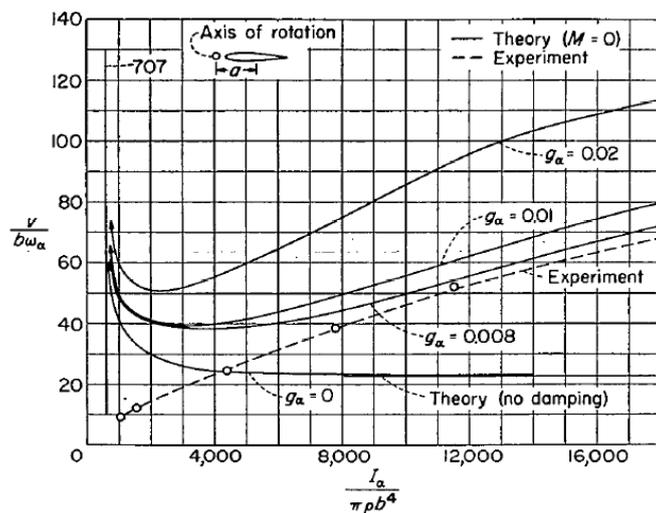


Figura 1.8: Curvas del flameo teórico y experimental para la posición del eje de rotación  $a = -1, 24$ .

### 1.3. Herramientas

Como ya se ha nombrado anteriormente, en este proyecto se van a utilizar herramientas concretas tanto para la parte teórica como para la experimental.

Con la finalidad de simular el flameo, se va a utilizar el túnel de viento de circuito abierto disponible en el hangar de la Universidad Politécnica de Valencia del cual se han obtenidos los datos para el trabajo de fin de grado. Cabe destacar que este túnel (Figura 4.1) está a disposición de los alumnos.



Figura 1.9: Túnel de viento del hangar de la UPV.

El rango de velocidades que este permite se sitúa entre los 11 y los 18 m/s variando la frecuencia del indicador del túnel. La relación que existe entre un parámetro y el otro se muestra en la Figura 1.10:

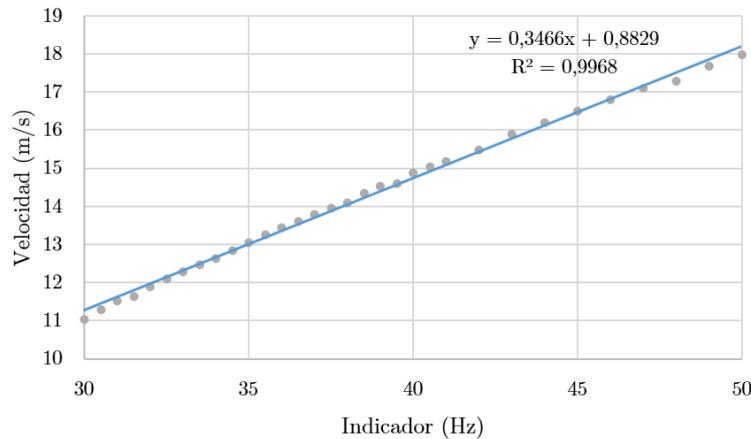


Figura 1.10: Distribución de velocidad del túnel de viento.

Estas velocidades representan la velocidad real en el túnel cuando no se sitúa ningún objeto dentro de él. Sin embargo, insertando un objeto en él, cuanto más robusto sea, más variará la velocidad que se genera, por lo que será importante tomar las velocidades con un tubo de pitot. Este proceso se llevará a cabo en las mediciones del capítulo 4. *Estudio experimental. Comparación con el estudio teórico.*

Un túnel de viento es una herramienta experimental para estudiar los efectos del flujo de aire sobre objetos o cuerpos sólidos y luego poder compararlos con los resultados teóricos si se desea. El principio de funcionamiento se basa en que el fluido (aire) es aspirado a través de un conducto equipado con una sección de ensayos en la que se colocan modelos de distintas geometrías para su estudio. En estos ensayos se pueden medir la velocidad, presión, fuerzas, etc. a partir de unos tubos de pitot, balanzas aerodinámicas u otros elementos de este tipo. Los túneles de viento pueden ser de circuito abierto (el aire es soplado o aspirado y luego escapa del túnel hacia la atmósfera) o de circuito cerrado, donde el aire es forzado a circular en forma indefinida al interior del túnel. La diferencia entre ellos es que el túnel cerrado tiene conectada la salida de aire con la entrada, tal y como ya se ha dicho anteriormente. Por tanto, una ventaja muy importante que tiene el cerrado es que permite tener controladas las variables termodinámicas del aire: densidad, temperatura y presión. Es por ello que este tipo de túnel presenta menos pérdidas que el abierto, pero por el contrario requiere una instalación más grande y compleja que repercute directamente en el precio. El tamaño y tipo de fluido puede variar, desde los muy pequeños donde el tamaño de la sección de ensayo es del orden de los micrones (fluido típicamente es un líquido), hasta los grandes que pueden alojar un avión de tamaño real. Cuanto más grande sea la maqueta y más parecida a la realidad, mejores serán los resultados del ensayo.

Con respecto a las herramientas informáticas de cálculo utilizadas, estas se reducen principalmente a *Matlab*, *Mathematica* y *Excel*. Algunos de estos archivos de cálculo ya han sido proporcionados por el tutor del trabajo Mario Lázaro. Por otro lado, el diseño se ha llevado a cabo mediante los programas *Inventor* y *Autocad*.

Para la construcción del experimento, se ha requerido de ciertos materiales y del taller disponible en la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño de la Universidad Politécnica de Valencia. Gracias a Pedro Ayala y Mario Lázaro se ha podido fabricar el diseño propuesto para el estudio del flameo de un grado de libertad.

## 1.4. Objetivos

En el presente documento se realizará un estudio del fenómeno de flameo para el grado de libertad de torsión con la finalidad de hallar la velocidad crítica de flameo. La velocidad de flameo es la velocidad a la que coinciden la frecuencia natural del sistema y la frecuencia de excitación, provocando la resonancia de la estructura. Como ya se ha expuesto anteriormente, el análisis de esta velocidad resulta fundamental para poder evitarla en las partes más críticas de las aeronaves, como son por ejemplo las alas.

También va a resultar interesante comparar los resultados experimentales y teóricos y observar posibles discrepancias, analizar el ajuste existente entre la teoría y la realidad, etc. Además, será necesario estudiar qué factores resultan ser importantes a la hora de diseñar un experimento de estas características. Como ya se ha visto en el apartado 1.2. *Antecedentes*, es posible que no exista el flameo cuando hay una rótula cerca del borde de ataque. Esto puede depender de la estructura que exista alrededor del perfil y de cómo se haya decidido modelar este fenómeno. Por tanto, se va a tratar de identificar las similitudes y diferencias con los experimentos anteriores así como deducir posibles factores que puedan alterar el flameo en sistemas como este. Finalmente, se detallarán algunos trabajos futuros que se pueden realizar para mejorar el trabajo de final de grado y hacer un estudio más profundo para incluso llegar a fabricar nuevos sistemas que también representen el flameo con este grado de libertad.

## 1.5. Descripción del documento

Este documento consta de 7 capítulos. Como ya se ha podido observar, en este primero se ha realizado una breve introducción sobre el ámbito general en

el que se desarrolla este proyecto así como los medios utilizados para alcanzar los objetivos propuestos. En el capítulo 2 se llega a una explicación más elaborada del flameo dentro de la aeroelasticidad, fenómenos aerodinámicos a tener en cuenta y los fundamentos teóricos necesarios para proceder con los cálculos. A continuación, en el capítulo 3 se expone la propuesta de diseño realizada mediante el programa informático correspondiente y que posteriormente se ha fabricado prestando especial atención a la estructura y la elección de los materiales. El estudio teórico realizado para el análisis del flameo y su cálculos se encuentran también se encuentran en este capítulo y forman parte de la fase de prediseño. Por contra, es el capítulo 4 en el que se explica el estudio experimental llevado a cabo en el túnel de viento y los resultados obtenidos. Seguidamente, se van a comparar los resultados teóricos con los prácticos. En el siguiente capítulo, el 5, se exponen una serie de trabajos futuros a realizar. En el capítulo 6 se enumeran los diferentes costes asumidos para la realización del proyecto y finalmente, y en el capítulo 7 se establecen las conclusiones que se han obtenido a lo largo del trabajo y se exponen diversos trabajos que el alumno considera que podrían analizarse o estudiarse en el futuro.

# 2

## Fundamentos teóricos

### 2.1. Aeroelasticidad y flameo

Partiendo de las definiciones que se han dado sobre la aeroelasticidad en el apartado *1.1. Motivación y estado actual*, se puede resumir la aeroelasticidad como una interacción entre diferentes tipos de fuerzas. Este fenómeno aeroelástico aparece cuando deformaciones estructurales provocan fuerzas aerodinámicas adicionales. A su vez, estas fuerzas pueden llegar a producir nuevas deformaciones y así cíclicamente. Estas interacciones pueden aumentar y diverger hasta romper la estructura o disminuir hasta el equilibrio.

A continuación, se prosigue con la descripción del fenómeno más representativo de la aeroelasticidad dinámica: el flameo [10]. Tal y como se ha nombrado, el problema de flameo es un problema de inestabilidad dinámica que surge cuando las fuerzas aerodinámicas ejercidas sobre un objeto provocan un movimiento periódico natural. Este movimiento se retroalimenta en condiciones positivas. A más vibración, más movimiento y carga aerodinámica, cuanto más carga aerodinámica más movimiento y vibración. Es decir, una estructura sometida a flameo al vibrar absorbe energía del fluido de tal forma que es incapaz de disipar en un ciclo de vibración toda la energía absorbida. La superficie sustentadora o perfil está sometida bajo una fuerza de sustentación que genera una carga estructural en el perfil. Esta deformación es de tal manera que se reduce la carga total, llevando de nuevo el perfil a su posición original y con la carga que tenía. Así se entra a un ciclo de vibración. Si esto sucede repetidas veces se puede llegar a desgastar la estructura. Es por tanto que la inestabilidad aeroelástica por flameo se produce a partir de

una cierta velocidad crítica de viento cuando las fuerzas que el flujo de aire provoca sobre la estructura, en combinación con los movimientos estructurales que se acaban de nombrar, dan lugar a amortiguamientos negativos de tal manera que los movimientos del sistema se van amplificando [11]. Si se considera un ala situada en un túnel de viento siendo el ángulo de ataque del ala pequeño o nulo, cuando no está sometida a una corriente de aire y se le induce una perturbación mediante un pequeño impacto, el sistema tendrá una cierta oscilación que se irá amortiguando gradualmente. En cambio, al introducir un caudal de aire, la relación de amortiguamiento cambiará su valor y al aumentar la velocidad del viento esta relación se incrementará. Aún aumentando esta relación, el amortiguamiento disminuye rápidamente. Esto se sigue produciendo hasta una velocidad en la que las oscilaciones mantienen la amplitud por si mismas. Esta es la velocidad que se denomina como velocidad crítica de flameo. En general, a velocidades mayores que esta, cualquier perturbación que se produzca en el modelo aumentarán la amplitud de las oscilaciones e incluso se podrá llegar a un fallo catastrófico como ya se ha comentado con anterioridad. Se denomina a las oscilaciones inestables flameo.

Mayormente, el movimiento oscilatorio de un ala tiene componentes de flexión y torsión pero en este estudio que se está realizando solamente se va a experimentar el grado de libertad debido al giro de torsión. Se dice que el fenómeno de flameo en estos casos tiene más posibilidades de ocurrir cuando el ángulo de ataque se encuentra próximo al ángulo de entrada en pérdida. A continuación se puede observar un esquema básico del movimiento de estudio situándose el eje de giro cerca del borde de ataque (Figura 2.1):

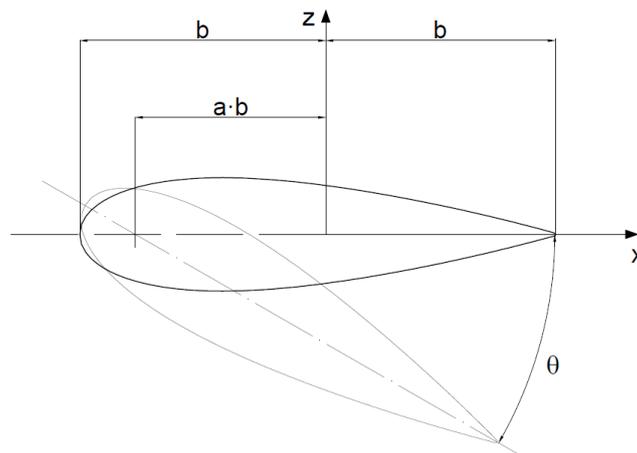


Figura 2.1: Esquema básico del sistema de 1 grado de libertad.

## 2.2. Aerodinámica

Con los conceptos de aeroelasticidad y flameo definidos, se puede proceder a los conceptos básicos de aerodinámica en los que se fundamenta la aeroelasticidad y sobretodo este estudio experimental [12].

Un fluido se puede definir por su compresibilidad y su viscosidad:

- Flujo incompresible: el perfil se encuentra sumergido a velocidades de flujo mucho menores que la velocidad del sonido por lo que la variación de la densidad del fluido se puede despreciar.
- Fluido no viscoso: el estudio conlleva una interacción entre un cuerpo y una corriente de aire. Entre estos se produce una fina capa de fluido, llamada capa límite, en la que la velocidad del fluido respecto al sólido en movimiento varía desde cero hasta el 99 % de la velocidad de la corriente no perturbada. Debido a que fuera de la capa límite no hay variaciones de la densidad, se pueden despreciar los efectos de viscosidad. Por tanto, el fluido es también ideal.

Seguidamente se procede a la definición de la geometría utilizada, el perfil aerodinámico (superficie 2D). El conjunto de estos perfiles aerodinámicos conforman el cuerpo completo tridimensional, el ala de avión. En la Figura 2.2 se pueden observar las partes de la sección transversal del cuerpo

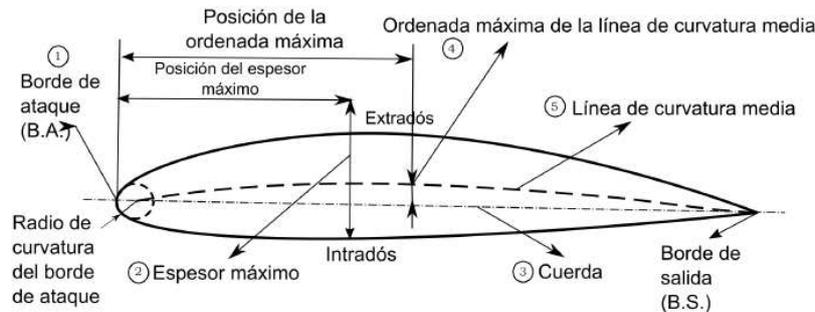


Figura 2.2: Partes de un perfil alar.

donde cada parte recibe la siguiente descripción:

1. El borde de ataque se puede definir a partir de su radio. Este puede variar desde 0 (para perfiles supersónicos afilados) hasta un 2 % de la cuerda (para perfiles más bien achatados).

2. El espesor máximo es distancia máxima entre la superficie inferior y superior (intradós y extradós). Su localización resulta importante.
3. La cuerda es la longitud de la línea recta que une el borde de ataque y el borde de fuga del perfil. Es una dimensión de referencia de este.
4. La curvatura máxima es la distancia entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda. Esta posición también es determinante a la hora de definir las características de un perfil.
5. La línea de curvatura media es la línea media entre el extradós y el intradós.

Adicionalmente, resulta de interés definir el concepto de ángulo de ataque que ya se ha nombrado con anterioridad. Este ángulo es el que se forma por la cuerda del perfil y la dirección de la corriente libre del fluido. Se define por la letra griega  $\alpha$  y puede ser positivo, negativo o nulo.

Definidas ya las principales características de un perfil aerodinámico, si se sitúa este en una corriente (observar Figura 2.3), las partículas de aire se moverán bordeando la parte superior y la inferior del perfil siguiendo sus líneas de corriente.

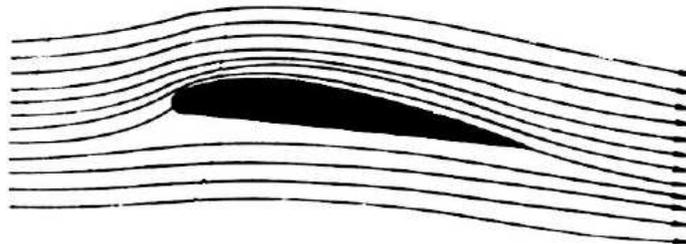


Figura 2.3: Perfil inmerso en una corriente de aire.

Cuando el perfil no es simétrico, como en el caso de la imagen mostrada, el aire que se desplaza por debajo tiene menor velocidad que el que se desplaza por arriba. De acuerdo al teorema de Bernoulli, en un fluido en movimiento la suma de la presión y la energía cinética del fluido en un punto cualquiera permanece constante. El teorema de Bernoulli básico se expresa de la siguiente forma:

$$P + \frac{1}{2}\rho v^2 = cte \quad (2.1)$$

siendo  $P$  la presión estática y  $\frac{1}{2}\rho v^2$  la presión dinámica.

Como se acaba de comentar, el hecho de tener el cuerpo inmerso en un cuerpo fluido provoca que este se desplace alrededor de él con aceleraciones y desaceleraciones según la forma que tenga. Estas aceleraciones o desaceleraciones son las que genera una fuerza aerodinámica, que resulta también de la diferencia de presiones sobre el perfil. Si se proyecta esta fuerza en los ejes viento (son perpendicular y paralelo a la velocidad del viento) se obtienen dos fuerzas representativas de la aerodinámica, la sustentación y la resistencia (Figura 2.4).

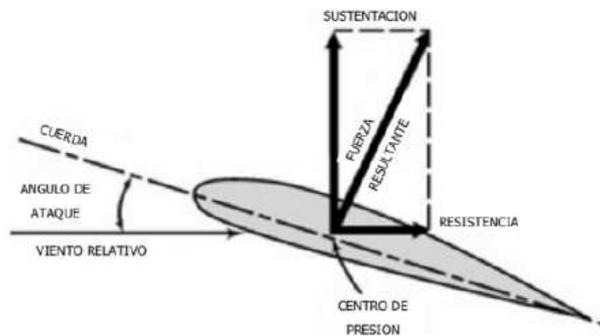


Figura 2.4: Descomposición de la fuerza aerodinámica en un perfil alar.

En esta figura se aprecia que la sustentación es perpendicular a la dirección del viento y favorece el movimiento. En cambio, la resistencia es paralela a la dirección del viento y se opone al avance del cuerpo. Además, en esta Figura aparece el ángulo de ataque. Este puede tener una influencia directa y proporcional en el coeficiente de sustentación hasta la zona de entrada en pérdida cuando se supera cierto ángulo. Por tanto, cabe destacar que cuando el perfil es simétrico y el ángulo de ataque es nulo, no existe sustentación ya que las partículas se aceleran igual por el extradós que por el intradós. Es cuando se le da cierto ángulo de ataque a este tipo de perfiles que empiezan a sustentar. Por otro lado, cuando el movimiento del perfil es alrededor de un eje perpendicular a la dirección del movimiento, se produce también un momento

En el apartado 3. *Diseño propuesto* se especificarán todas las características que se acaban de nombrar para el perfil en cuestión.

El principal objetivo de la aerodinámica es la obtención de las fuerzas en el perfil [10]. Estas fuerzas son usadas como input en el problema de cálculo de la estabilidad aeroelástica, tanto estática como dinámica. Las fuerzas aerodinámicas que se obtienen de las ecuaciones pueden separarse en dos tipos diferentes según su naturaleza: las fuerzas casi-estacionarias como conse-

cuencia del movimiento (vertical) relativo del perfil respecto al fluido y las fuerzas no-estacionarias que aparecen como consecuencia del efecto de la estela tras el perfil.

En régimen incompresible, sea estacionario o no, la ecuación que gobierna el potencial de velocidades es la de Laplace (2.2) que usando el principio de pequeñas perturbaciones, fundamenta la teoría potencial linealizada.

$$\nabla^2\Phi = \frac{\partial^2\Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2\Phi}{\partial z^2} = 0 \quad (2.2)$$

Además, en todo momento debe verificarse que el perfil es una superficie fluida que puede cambiar de posición pero manteniéndose siempre como línea de corriente, por lo que si el perfil se define por la ecuación implícita  $F(x, z, t) = z - f_p(x, t) = 0$  entonces en todo punto de la forma  $(x, z) = (x, f_p(x, t))$  debe verificarse que

$$\frac{DF}{Dt} = \frac{\partial F}{\partial t} + \nabla\Phi(x, f_p(x, t)) \cdot \nabla F = 0 \quad (2.3)$$

Por otro lado, debe cumplirse que muy lejos del perfil el potencia se mantenga igual al que existía antes de la perturbación pues por definición esta debe afectar únicamente una zona localizada en un entorno finito alrededor del perfil. Así, matemáticamente se puede escribir

$$\lim_{x^2+z^2 \rightarrow \infty} (\Phi(x, z, t)) = \Phi_\infty = U_\infty x$$

o en términos de potenciales de perturbación

$$\lim_{x^2+z^2 \rightarrow \infty} (\phi(x, z, t)) = 0$$

$$\lim_{x^2+z^2 \rightarrow \infty} (\varphi(x, z, t)) = 0$$

El objetivo final claramente es obtener el balance de presiones en el perfil y por tanto las fuerzas que sobre este actúan debidas al flujo no-estacionario. Generalmente sobre el potencial o sus derivadas conocidas se evalúa la ecuación de cantidad de movimiento (principio de Bernoulli en su versión incompresible no-estacionaria) en un punto cualquiera del campo fluido y se despeja la presión. Adimensionalizando esta usando como referencia la presión dinámica  $q_\infty = U_\infty^2 \rho_\infty / 2$  se obtiene tras una serie de procesos el coeficiente para el intradós y el extradós, resultando

$$\Delta c_p(x, t) = c_{p,i}(x, t) - c_{p,e}(x, t) \quad (2.6)$$

Para la condición de contorno en el borde de fuga y la estela se utiliza la famosa *Hipótesis de Kutta*. En movimiento no-estacionario esta es equivalente a aplicar el principio de Bernoulli en cualquier punto de la estela junto con el hecho de que el salto de presiones de la estela es nulo. La diferencia fundamental con el movimiento estacionario está en que ahora las componentes horizontales de la velocidad pueden ser diferentes y aparecer una componente estacionaria del potencial.

$$\Delta c_p(x, t) = 0 \quad x \geq b \quad t \geq 0 \quad (2.7)$$

Se considerará por tanto el problema aerodinámico del movimiento no-estacionario de un perfil que viaja a una velocidad  $U_\infty$  y cuyas coordenadas vienen definidas por la ecuación geométrica  $z = z_u(x, t)$ .

Estos aspectos se podrían estudiar con mayor profundidad pero no es objetivo de este trabajo de final de grado, ya que su tema central es el flameo.

Considerando ahora el caso de un perfil simétrico oscilando alrededor de un punto localizado en la coordenada  $x = ab$  según un giro  $\alpha(t)$ , en su aerodinámica se debe considerar la expresión del momento ya que la de la fuerza no es necesaria al no existir desplazamiento vertical del eje elástico del perfil. Este momento por unidad de envergadura calculado en  $x = ab$  y en sentido horario se expresa como

$$\begin{aligned} M_a &= \int_{x=-b}^{x=b} \Delta p(x, t)(x_a - x)dx = \\ &= -\pi\rho_\infty b^2 \left[ U_\infty b \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} + b^2 \left( \frac{1}{8} + a^2 \right) \ddot{\alpha} \right] + \\ &+ 2\pi\rho_\infty U_\infty b^2 \left( \frac{1}{2} + a \right) C(\kappa) \left[ U_\infty \alpha + b \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} \right] = \\ &= M_{\alpha 0} \alpha + M_{\alpha 1} \dot{\alpha} + M_{\alpha 2} \ddot{\alpha} \end{aligned} \quad (2.8)$$

donde  $x_a$  es la posición del eje de giro y  $C(\kappa)$  la función de Theodorsen [12] que corresponde a una función (2.9) de valores complejos dependiente de la frecuencia reducida del sistema  $\kappa$ , y por tanto, se ve afectada por los movimientos del ala y las fuerzas aerodinámicas aplicadas.

$$\begin{aligned} C(\kappa) &= F(\kappa) + iG(\kappa) \\ F(\kappa) &= 1 - \kappa^2 \left( \frac{p}{r^2 + \kappa^2} + \frac{q}{s^2 + \kappa^2} \right), \quad G(\kappa) = -\kappa \left( \frac{pr}{r^2 + \kappa^2} + \frac{qs}{s^2 + \kappa^2} \right) \end{aligned} \quad (2.9)$$

con  $p = 0,165$ ,  $q = 0,335$ ,  $r = 0,046$  y  $s = 0,3$ .

Los valores de la parte real y la imaginaria pueden variar de 0 a 1. Esto es un aspecto importante que se va a tener en cuenta más adelante, ya que para cada valor de frecuencia reducida este número irá cambiando.

# 3

## Diseño propuesto

### 3.1. Consideraciones previas

#### 3.1.1. Condiciones atmosféricas en la realización del experimento

En la siguiente tabla se presentan las condiciones atmosféricas que envuelven el estudio del modelo en el túnel de viento:

h (m)	T (K)	p (Pa)	$\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	$\mu$ (Pa.s)
0	228,15	101325	1,225	0,0000181206

Cuadro 3.1: Condiciones atmosféricas del ensayo.

Se destaca un número adimensional muy representativo en los estudios aerodinámicos que es el número de Reynolds y que posteriormente se calculará para tenerlo en cuenta. Este se define como la relación entre las fuerzas inerciales (o convectivas) y las fuerzas viscosas presentes en un fluido y se formula de la siguiente manera:

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} l}{\mu_{\infty}} \quad (3.1)$$

siendo  $l$  la longitud característica,  $\rho_{\infty}$  la densidad,  $V_{\infty}$  la velocidad y  $\mu_{\infty}$  la viscosidad dinámica del flujo.

## 3.2. Fase de prediseño

Este es el apartado principal del capítulo correspondiente al diseño del modelo en cuestión. En este se va a mostrar toda la deducción analítica que se ha realizado para llegar al diseño final de un modelo que pueda representar el flameo de 1 grado de libertad (el giro).

### 3.2.1. Esquema de flameo de 1 grado de libertad. Análisis teórico

En primer lugar, con el fin de llegar a un esquema estructural que pueda representar este fenómeno de flameo se debe realizar un estudio analítico en el que se puedan evaluar los distintos parámetros y establecer sus rangos de funcionamiento.

Mediante las ecuaciones que se plantean a continuación se pretende calcular la velocidad crítica de flameo para poder compararla con la que se obtenga experimentalmente. Para ello se debe tener en cuenta que el perfil se halla en un régimen no-estacionario tal y como se ha mencionado en el capítulo anterior con las correspondientes hipótesis.

Se considera un perfil bidimensional de cuerda  $2b$  con un grado de libertad: el giro  $\alpha(t)$  respecto del eje elástico. Por tanto la incógnita del problema es  $u(t) = \alpha(t)$  ya que no existe movimiento vertical del perfil.

Para resolver el problema se parte de la ecuación de Lagrange, derivándose así en un tratamiento energético del problema:

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial T}{\partial \dot{u}} \right) + \frac{\partial D}{\partial \dot{u}} + \frac{\partial U}{\partial u} = Q(t) \quad (3.2)$$

siendo  $T$  y  $U$  las energías cinéticas y potencial respectivamente y  $Q$  la fuerza generalizada obtenida a partir del trabajo virtual de las fuerzas exteriores y asociada al grado de libertad que para este caso es el momento que ya se ha definido en el capítulo anterior. Por otra parte,  $D$  representa el potencial disipativo de Rayleigh del cual derivan las fuerzas de amortiguamiento y que en principio para este caso se considera nulo.

En la Figura 3.1 se representa el modelo dinámico de un perfil cualquiera con las condiciones del estudio a realizar:

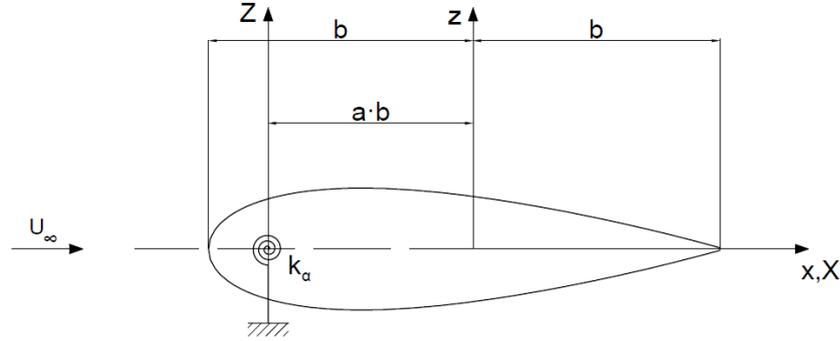


Figura 3.1: Sistema de un perfil con el grado de libertad de giro y rótula cerca del borde de ataque.

Se puede observar el perfil que gira sobre el eje situado a  $x = ab$  siendo  $a$  un número negativo ya que hay que tener en cuenta que para que se produzca flameo el eje elástico tiene que estar por delante del centro de gravedad. También se observa que el giro  $\alpha(t)$  se mide respecto a este eje.

A continuación se van a calcular dos matrices representativas de la aeroelasticidad que al tratarse de un sistema con solo un grado de libertad se convertirán en un único valor.

### Matriz de masas

La energía cinética que ase aporta al sistema se debe a las velocidades de los diferentes puntos del perfil. Como hipótesis se introduce la de pequeñas oscilaciones por lo que  $\alpha \ll 1$  y se pueden despreciar las velocidades horizontales. Por tanto, todos los puntos del perfil en una vertical  $x = cte$  tendrán la misma velocidad.

La energía cinética del perfil completo es:

$$T = \frac{1}{2} \int \dot{z}^2 dm = \frac{1}{2} \dot{u}^T M \dot{u} \quad (3.3)$$

donde  $dm$  es la masa del perfil en el segmento  $dx$  localizado a una coordenada  $x$  respecto al sistema de referencia,  $z$  el desplazamiento de un determinado instante y consecuentemente  $\dot{z}$  la velocidad.

Por geometría, la variable  $z$  se puede definir como:

$$z = -\alpha x \quad (3.4)$$

Entonces la energía cinética queda:

$$T = \frac{1}{2} \int \dot{z}^2 dm = \frac{1}{2} \int \dot{\alpha}^2 x^2 dm = \frac{1}{2} \dot{\alpha}^2 \int x^2 dm = \frac{1}{2} I_\alpha \dot{\alpha}^2 \quad (3.5)$$

ya que la inercia respecto al eje nombrado es:

$$I_\alpha = \int x^2 dm \quad (3.6)$$

Por tanto en este caso la matriz de masas coincide con la inercia  $I_\alpha$ .

### Matriz de rigidez

Por otra parte, la matriz de rigidez se calcula a partir de la energía de deformación del sistema. Colocando un muelle a cierta distancia en una de las posiciones que se definirán más adelante en el capítulo y que en verdad corresponden a 4 muelles ya que se trata de un sistema real (2 en cada lado del perfil, uno arriba y otro abajo), la expresión queda:

$$U = \frac{1}{2} k_\alpha z_\alpha^2 = \frac{1}{2} u^T K u \quad (3.7)$$

donde  $k_\alpha = 4k_m x_m^2 = K$  (rigidez total de los muelles y "matriz" de rigidez) y  $z_\alpha$  es la localización geométrica de estos muelles respecto a sistema de referencia.

### Fuerzas generalizadas

El principal factor que se ha de tener en cuenta en un análisis de estabilidad dinámica es el de las fuerzas exteriores que dependen de la deformabilidad del sistema, es decir, aquellas que dependen de los grados de libertad relacionados con  $u(t)$ , de sus velocidades  $\dot{u}(t)$  y aceleraciones  $\ddot{u}(t)$ . El vector correspondiente a las fuerzas generalizadas de nuevo es un valor y se puede calcular a partir del trabajo virtual:

$$\delta W = \delta u^T Q \quad (3.8)$$

Este trabajo virtual corresponde a la resultante debida a la sustentación del perfil que a su vez se debe a la diferencia de distribución de presiones entre el intradós y el extradós.

$$\delta W = \int \delta z^T(x, t) \Delta p(x, t) dx = \int -\delta \alpha x \Delta p(x, t) dx = \delta \alpha \int -\Delta p x dx = M_a \delta \alpha \quad (3.9)$$

siendo

$$M_a \delta \alpha = \delta u^T Q = \delta \alpha Q \quad (3.10)$$

Este momento aerodinámico ya se ha definido en el capítulo anterior pero cabe destacar que se puede separar por agrupaciones de términos dependientes de  $\alpha$ ,  $\dot{\alpha}$  y  $\ddot{\alpha}$ :

$$M_a = \pi\rho_\infty U_\infty^2 b^2 f(k)l \quad (3.11)$$

con  $f(k)$

$$\begin{aligned} f(k) = 2 \left( \frac{1}{2} + a \right) \alpha C(k) + \\ + 2 \frac{b}{U_\infty} \left( \frac{1}{2} + a \right) C(k) \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} - \\ - \frac{b}{U_\infty} \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} - \\ - \frac{b^2}{U_\infty^2} \left( \frac{1}{8} + a^2 \right) \ddot{\alpha} \end{aligned} \quad (3.12)$$

Suponiendo ahora que el perfil oscila a una frecuencia  $w$ , entonces se tiene que  $\alpha(t) = \hat{\alpha}e^{iwt}$ . Sustituyendo esta expresión y las relativas derivadas en  $f(k)$  y simplificando con la definición  $w = \frac{kU_\infty}{b}$ , se consigue que esta función solamente dependa de  $a$ ,  $C(k)$  y  $\hat{\alpha}$ , tratándose esta de una función compleja. Es decir, el momento aerodinámico se puede definir como  $M_a(t) = \widehat{M}_a e^{iwt}$ , siendo  $\widehat{M}_a = \pi\rho_\infty U_\infty^2 b^2 \hat{\alpha} f(k, a)$ .

La ecuación diferencial de Lagrange planteada al principio de este análisis se transforma en:

$$I_\alpha \ddot{\alpha} + k_\alpha \alpha = M_a \quad (3.13)$$

De nuevo, sustituyendo la expresión de  $\alpha(t) = \hat{\alpha}e^{iwt}$ , así como  $M_a(t) = \widehat{M}_a e^{iwt}$  y simplificando las exponenciales y  $\hat{\alpha}$  se llega a

$$-I_\alpha w^2 + k_\alpha = \pi\rho_\infty U_\infty^2 b^2 f(k, a)l \quad (3.14)$$

A continuación, se divide la ecuación entre  $I_\alpha$  y entre  $w^2$  y se multiplica el lado derecho de la ecuación por  $b^2$  y divide por este mismo término

$$-1 + \frac{k_\alpha}{I_\alpha} \frac{1}{w^2} = \frac{\pi\rho_\infty b^4 l}{I_\alpha} \frac{U_\infty^2}{w^2 b^2} f(k, a) \quad (3.15)$$

Sustituyendo los siguientes parámetros representativos de un problema de flameo

$$w_n^2 = \frac{k_\alpha}{I_\alpha} \quad \mu = \frac{I_\alpha}{\pi\rho_\infty b^4 l} \quad w = \lambda w_n \quad k = \frac{wb}{U_\infty} \quad (3.16)$$

la ecuación de Lagrange se transforma en

$$-1 + \frac{1}{\lambda^2} = \frac{1}{\mu} \frac{f(k, a)}{k^2} \quad (3.17)$$

Como ya se ha comentado con anterioridad, la función  $f(k, a)$  es compleja, por lo que la ecuación anterior se puede resolver una vez para la parte real y otra para la parte compleja. De esta segunda se obtiene el valor de  $k$  que va a depender del parámetro geométrico  $a$ , mientras que en la primera se obtiene una expresión que deriva en una igualdad que ha de cumplirse para que pueda existir un valor de velocidad de flameo. Todo esto se desarrolla seguidamente.

$$f(k) = f_R(k) + i f_I(k) \quad (3.18)$$

- Parte imaginaria:

$$f_I(k) = 0 \quad (3.19)$$

De esta ecuación se obtiene el valor de  $k$  de flameo.

- Parte real:

$$\frac{1}{\lambda^2} = \frac{1}{\mu k^2} f_R(k) + 1 \quad (3.20)$$

Despejando el punto de flameo:

$$\lambda = \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{f_R(k)}{\mu k^2}}} \quad (3.21)$$

De esta igualdad, cuando se sustituye el valor de  $k$  obtenido en la ecuación de la parte imaginaria, se deduce que existe un valor mínimo de  $\mu$  que hace que exista una solución para el valor de  $\lambda$ . Si esto no ocurre no se produce flameo.

Tras haber realizado este análisis se puede llegar a otra nueva conclusión. Existe un número adimensional muy representativo en este tipo de problema que es el coeficiente másico  $\mu$ . Este relaciona la masa del perfil con la masa del aire del cilindro de diámetro igual a la cuerda del perfil y su expresión corresponde a  $\mu = \frac{I_\alpha}{\pi \rho_\infty b^4 l}$ . Al existir un valor mínimo del coeficiente másico  $\mu$ , también existe un valor mínimo de inercia ya que esta se encuentra en el numerador de su definición. Por tanto, este es uno de los factores más relevantes a tener en cuenta en el diseño del modelo.

$$\mu_{min} = \frac{f_R(k_f)}{k_f \left( \frac{1}{\lambda(k_f)^2} - 1 \right)} \quad (3.22)$$

### 3.2.2. Evolución del estudio teórico al diseño del modelo. Elementos constructivos

En este apartado del capítulo se va a discutir el proceso de creación del modelo y la toma de decisión de los elementos constructivos que lo forman.

En primer lugar, se debe tener en cuenta el tamaño del túnel de viento y en concreto de la zona de mediciones. Los planos de esta han sido facilitados por el profesor Mario Lázaro. El interior de esta caja de metacrilato mide 450x450x970 mm.

#### Estructura exterior

Con el fin de tener una estructura rígida y que no ceda al flameo del perfil, se ha diseñado una base de madera (esta estaba disponible en la UPV y se ha medido experimentalmente una densidad de  $410\text{kg}/\text{m}^3$ ) en la cual se atornilla una estructura metálica (de acero) que no va a ofrecer una gran resistencia al flujo de aire ya que esta es muy fina y apenas tiene superficie (Figura 3.2). Además, de la placa inferior de madera ascienden unas placas verticales que también son del mismo material y que más adelante servirán como apoyo del eje de giro. Asimismo este elemento aumenta la rigidez de la estructura ya que conecta los otros dos elementos constructivos. Esta base de madera (densidad  $\rho = 410\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ ) se introducirá en el túnel de viento al que se puede sujetar con unos tornillos.

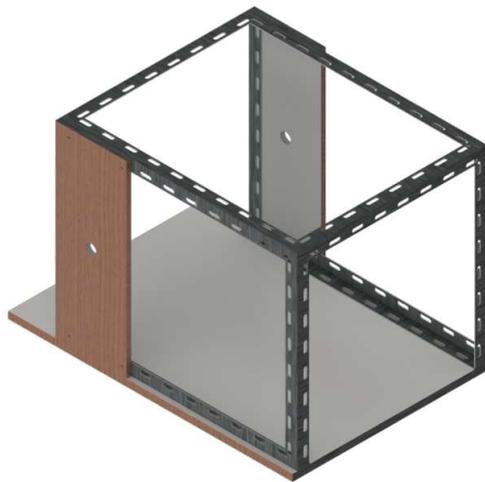


Figura 3.2: Diseño de la estructura del modelo.

### Perfil alar

El perfil alar escogido es un NACA 0024 ya que se necesitaba un perfil simétrico y con cierto espesor para conseguir atravesar la varilla central que actúa como eje de giro.

Las dimensiones del perfil se recogen en la siguiente tabla:

Cuerda c (m)	Semicuerda b (m)	Envergadura l (m)
0,16	0,08	0,35

Cuadro 3.2: Datos geométricos del perfil alar.

La polar de este se puede observar en la Figura 3.3 para el Reynolds del experimento  $109267,91Ns/m^2$  que se ha calculado tomando como longitud característica la cuerda del perfil.

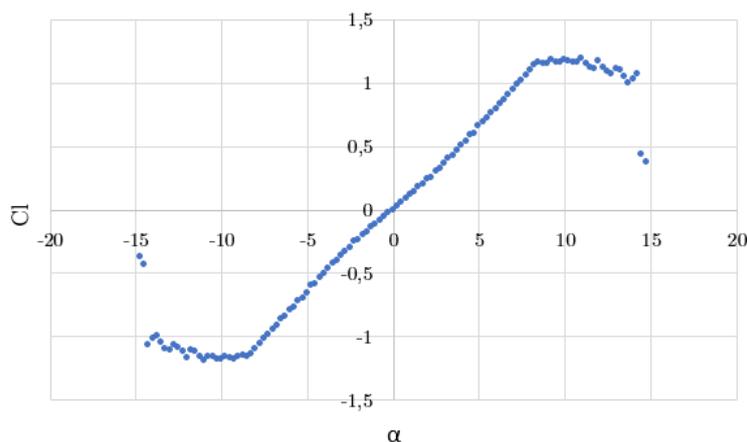


Figura 3.3: Curva polar del perfil NACA 0024.

En la anterior figura se puede apreciar que el coeficiente de sustentación  $C_l$  máximo se da a aproximadamente  $12^\circ$  y que una vez sobrepasado este ángulo de ataque el perfil disminuye su sustentación hasta entrar en pérdida, por lo que esta inclinación inicial en el experimento no se debe superar.

El perfil se ha construido a partir de un bloque de espuma de poliestileno expandido de  $30kg/m^3$ . Adicionalmente, se han hecho unas perforaciones a lo largo del eje longitudinal, tres para insertar unos rigidizadores (de madera) que eviten que el perfil se doble y otra para atravesarlo con el eje longitudinal (de metal) sobre el cual girará. El diseño final se puede observar en la Figura 3.4:



Figura 3.4: Diseño del perfil alar.

### Perfil alar con elementos inerciales y rigidizadores

En la sección anterior de este capítulo ya se concluyó con la importancia de la inercia en el estudio del fenómeno de flameo de 1 grado de libertad. Por ello se ha decidido añadir una placa horizontal de madera (más ligera) y placas verticales de metal (más pesado) con el fin de conseguir este objetivo.

En la siguiente Figura 3.5 se puede observar el diseño correspondiente junto a los rigidizadores de perfil:

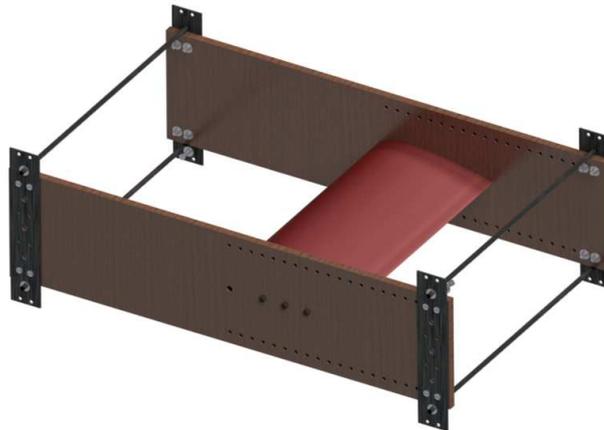


Figura 3.5: Diseño del perfil alar con elementos inerciales y rigidizadores.

### Estudio de sensibilidad de la inercia

La inercia es una propiedad que poseen los cuerpos de oponerse a un cambio en su estado, ya sea de reposo o movimiento. En geometría, el momento de inercia,  $I_\alpha$  en el caso del modelo, es una propiedad geométrica que se relaciona con la adición de productos que se obtiene de multiplicar cada elemento de masa por el cuadrado de su distancia al eje. Por tanto, a mayor distancia entre la masa y el centro de rotación, mayor es el momento de inercia. Esto resulta muy interesante ya que en el caso de este estudio interesa aumentar

esta inercia y por ello se han añadido estas placas laterales al perfil con las de mayor peso (las verticales) alejadas de este.

Tomando por ejemplo un rectángulo con un sistema de referencia en el que el eje X es horizontal y el eje Y vertical y el centro de este coincide con el centro de gravedad de la figura geométrica, su inercia respecto al eje X sería:

$$I_x = \frac{1}{12} base \cdot altura^3 \quad (3.23)$$

Si en cambio el centro de gravedad de esta figura no coincidiera con el origen de este sistema de referencia habría que aplicar el teorema de Steiner que consiste en sumar a la inercia anterior el área de la figura multiplicada por la distancia entre el eje X de la figura y el eje X del sistema de referencia al cuadrado, es decir:

$$I_X = I_x + A \cdot d^2 \quad (3.24)$$

Considerando las dimensiones de los elementos que conforman el modelo como en la Figura 3.5 y que en el siguiente apartado de este capítulo vienen detallados, se puede calcular la influencia que tiene cada elemento respecto a la inercia total aplicando lo anteriormente mencionado. En la siguiente tabla se puede ver el resumen:

Elemento	Inercia (kg·m <sup>2</sup> )	Porcentaje del total
Placa horizontal madera (2)	$2,30 \cdot 10^{-2}$	40 %
Placa vertical metal (4)	$3,16 \cdot 10^{-2}$	29 %
Varillas metálicas M6 (4)	$2,23 \cdot 10^{-2}$	28 %
Rigidizadores M8 (3)	$1,75 \cdot 10^{-3}$	2 %
Conjunto total	$7,86 \cdot 10^{-2}$	100 %

Cuadro 3.3: Estudio de sensibilidad de la inercia de los diferentes elementos estructurales.

Como se puede observar, los elementos más alejados del perfil, como son las 4 varillas y las 4 placas metálicas, suman un 57% del total de la inercia por lo que su inserción ha sido de gran relevancia. A continuación las placas laterales de madera que van pegadas al perfil debido a su tamaño también suman un gran porcentaje representativo, un 40 %, pero si fuera necesario aquí no se podría aumentar más la inercia ya que sino se restringiría demasiado el movimiento del perfil. Finalmente, tanto el perfil en sí (menos de un 1%) y los rigidizadores apenas afectan a la inercia del modelo, por lo que de nuevo se puede destacar la importancia de añadir nuevos elementos constructivos al perfil ya que este por sí mismo no tendría suficiente inercia. Cabe destacar que los cálculos correspondientes a este apartado se han realizado para la posición del eje que se definirá al final del capítulo. Todos

los elementos, cálculos y decisiones tomadas van relacionadas y el cambio en una automáticamente varía otro aspecto del sistema.

### Obtención de la velocidad de flameo

A continuación se va a calcular la velocidad de flameo para el diseño que se ha realizado hasta el momento. Además, se añadirán 4 muelles en las placas de madera laterales, dos en cada lado del perfil, uno arriba y otro abajo. Estas placas disponen de una serie de agujeros separados 1,5 cm entre ellos y que permiten situar los muelles a gusto del consumidor, por lo que permiten una gran variabilidad y adaptabilidad según el estudio a realizar.

Los cálculos correspondientes se han realizado mediante un programa *Excel* que implementa las ecuaciones desarrolladas anteriormente y que con un *Solver* despeja la frecuencia reducida como variable de la ecuación. A partir de de esta se puede obtener la frecuencia adimensional que ya se puede relacionar directamente con la velocidad de flameo.

Es necesario introducir el valor de parámetro  $a$ , la localización del eje (en el siguiente apartado se explicará la razón de la elección tomada) y la cantidad, posición y rigidez de los muelles. Además, es importante conocer el valor del coeficiente másico para el modelo actual. Estos valores se recogen en la siguiente tabla:

<b>Datos inerciales</b>	
Coficiente másico $\mu$ (-)	1424
<b>Datos de rigidez</b>	
Nº muelles $n$	4
Rigidez de un muelle $k$ (N/m)	10
Distancia del muelle $r$ (m)	0,20
<b>Datos geométricos</b>	
Localización del eje $a$	-0,815

Cuadro 3.4: Datos necesarios para calcular la velocidad de flameo.

Los resultados obtenidos a partir de las ecuaciones son:

$f_I$ (k)	-0,0007
$f_R$ (k)	-0,589
$k_f$	0,0369
$\lambda_f$	1,198
$\mu_{min}$	432

Cuadro 3.5: Resultados de las ecuaciones de Lagrange.

Como se puede observar, se cumple que el coeficiente másico del modelo es mayor el coeficiente másico límite,  $\mu \geq \mu_{min}$ , por lo que se ha conseguido una frecuencia reducida  $k$  y por tanto también una frecuencia adimensional  $\lambda_f$ . Es por ello que de momento los resultados obtenidos pueden resultar válidos ya que confirman un correcto diseño del modelo.

Para obtener los resultados finales, han de recordarse algunas de las expresiones fundamentales en el cálculo del flameo aeroelástico para la velocidad adimensional de flameo,  $V_f$ , la velocidad de referencia,  $U_r$  y la velocidad de flameo  $U_f$ :

$$V_f = \frac{\lambda_f}{k_f} \quad U_r = w_n \cdot b \quad U_f = V_f \cdot U_r \quad (3.25)$$

Pero queda resolver el valor de una incógnita,  $n$ . Este parámetro proviene de los muelles y tiene una relación directa en la velocidad de referencia  $U_r$ .

Esta frecuencia natural  $w_n$  se calcula a partir de la rigidez a torsión  $k_\alpha$  que oponen los muelles al sistema.

$$k_\alpha = n \cdot k \cdot r^2 = 1,60Nm \quad w_n = \frac{k_\alpha}{I_\alpha} = 4,512rad/s \quad (3.26)$$

Finalmente, los parámetros del flameo del modelo son:

$V_f(-)$	32,47
$U_r$ (m/s)	0,361
$U_f$ (m/s)	<b>11,720</b>

Cuadro 3.6: Resultados de los parámetros de flameo.

La velocidad de flameo obtenida es 11,72 m/s. Esta velocidad entra dentro del rango de velocidades del túnel de viento (desde 11 hasta 18 m/s). Por ello, finalmente, se puede concluir que el modelo diseñado es perfectamente válido para la simulación del flameo de un grado de libertad y que se puede proceder a su fabricación para poder ensayarlo en el túnel de viento. Además, ya que el proceso está completamente automatizado en una hoja de cálculo, la cantidad de muelles, su situación y rigidez, así como la ubicación del eje, se pueden ir variando los diferentes parámetros previamente al estudio en el túnel de viento.

### Estudio de sensibilidad de la situación del eje de giro

La ubicación del eje de giro representa un papel fundamental en el cálculo de la velocidad de flameo. Por ello resulta muy importante realizar un estudio para analizar la influencia de las diferentes variables.

En primer lugar, se estudia la velocidad de flameo en función del coeficiente másico para diferentes valores de  $a$  (Figura 3.6):

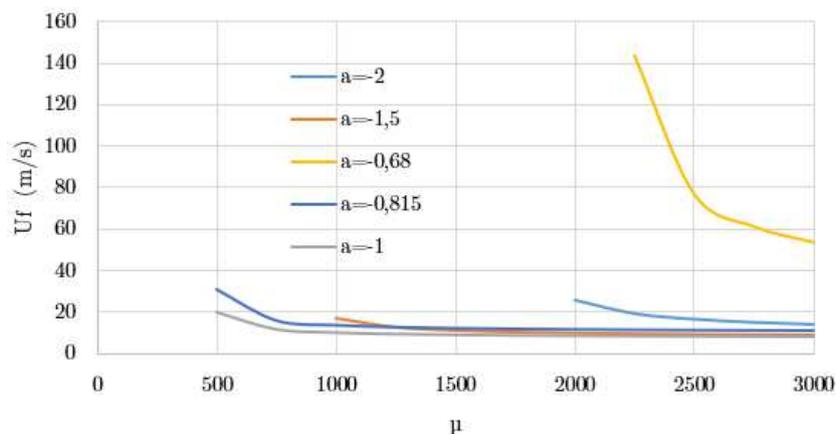


Figura 3.6: Velocidad de flameo para distintas posiciones del eje de giro.

La curva correspondiente a  $a = -0,68$  se sale completamente de rango. La inercia mínima que necesita para que exista solución de flameo es bastante elevada y además el flameo solamente se daría a velocidades muy altas, imposibles de simular en un túnel de viento. Con la curva de  $a = -2$  sucede algo parecido aunque sin dar velocidades tan elevadas. Por ellos estas dos curvas se pueden considerar como las extremas que no se deberían superar. El rango de curvas que permite una inercia bastante baja dando una velocidad de flameo dentro de las velocidades posibles del túnel de viento es de  $a$  entre  $-0,8$  y  $-1$ . Por ello, se ha escogido la posición del eje como  $a = -0,815$  ya que la curva de  $-0,8$  tiene velocidades de flameo ligeramente mayores, situándose así más centralmente en el rango de velocidades del túnel.

Por otro lado, realizando un estudio de la velocidad de flameo en función de  $a$  para diferentes valores de  $\mu$ , se puede corroborar esta elección.

En la Figura 3.7 se puede observar el valor de la frecuencia reducida  $k$  para diferentes valores de  $\mu$ . El coeficiente másico no influye en la frecuencia reducida. Es por eso que las diferentes curvas coinciden. Cabe destacar que estas no continúan para valores menores (en valor absoluto) de  $a$  ya que las ecuaciones de Lagrange no presentan una solución real para este valor, sino soluciones complejas o de valores exageradamente elevados.

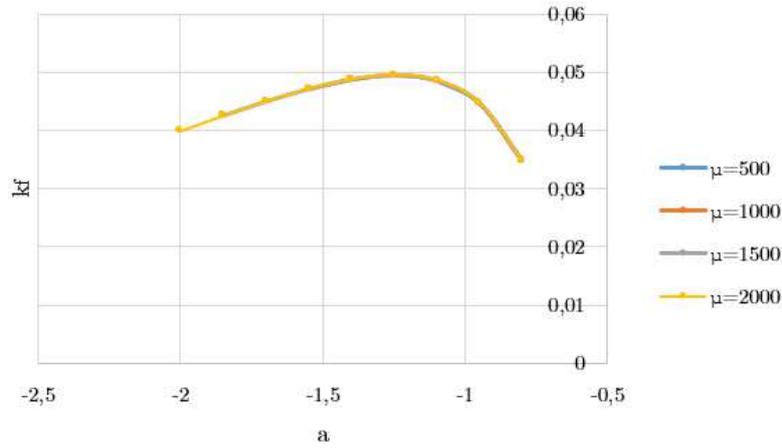


Figura 3.7: Frecuencia reducida de flameo para distintos valores de inercia.

Por último, se analiza la velocidad de flameo en función del coeficiente másico (Figura 3.8). Para valores inferiores a  $a = -0,7$  no existe solución como ya se ha comentado anteriormente. Por otro lado, a la izquierda de las curvas tampoco existe solución pero ahora debido al incumplimiento de la condición necesaria de que  $\mu \geq \mu_{min}$ . De nuevo para coeficientes másicos bajos, la velocidad de flameo obtenida es muy elevada para el túnel de viento, además de que el rango de  $a$  queda bastante reducido. Asimismo, para valores muy elevados de este coeficiente másico, la velocidad de flameo es muy baja, demasiado para poder simularse. Por ello, se ha de escoger una  $\mu$  entre 1000 y 1500 para un valor de  $a$  adecuado. Por ello se puede confirmar de nuevo que la elección de  $\mu = 1424$  ha sido acertada y se puede proceder con el diseño final y fabricación del modelo.

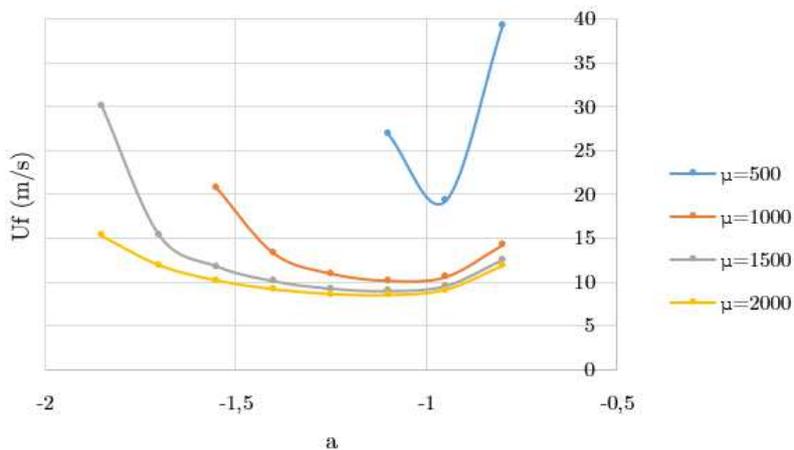


Figura 3.8: Velocidad de flameo para distintos valores de inercia.

### 3.3. Diseño final y fabricación del modelo

Tras las consideraciones que se han de tener en cuenta para el sistema de flameo con 1 grado de libertad y la fase de prediseño, el diseño final se ha realizado con el programa *Inventor* de *Autodesk*. Este se puede observar a continuación en la Figura 3.9 y en los planos correspondientes en los que se ha representado una vista global con la enumeración de las piezas y las medidas generales de estas.

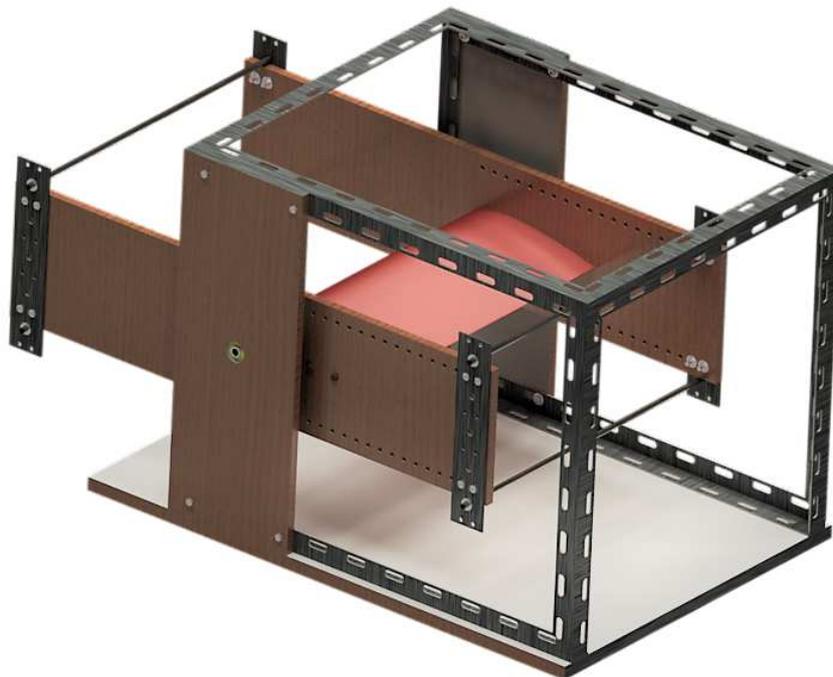
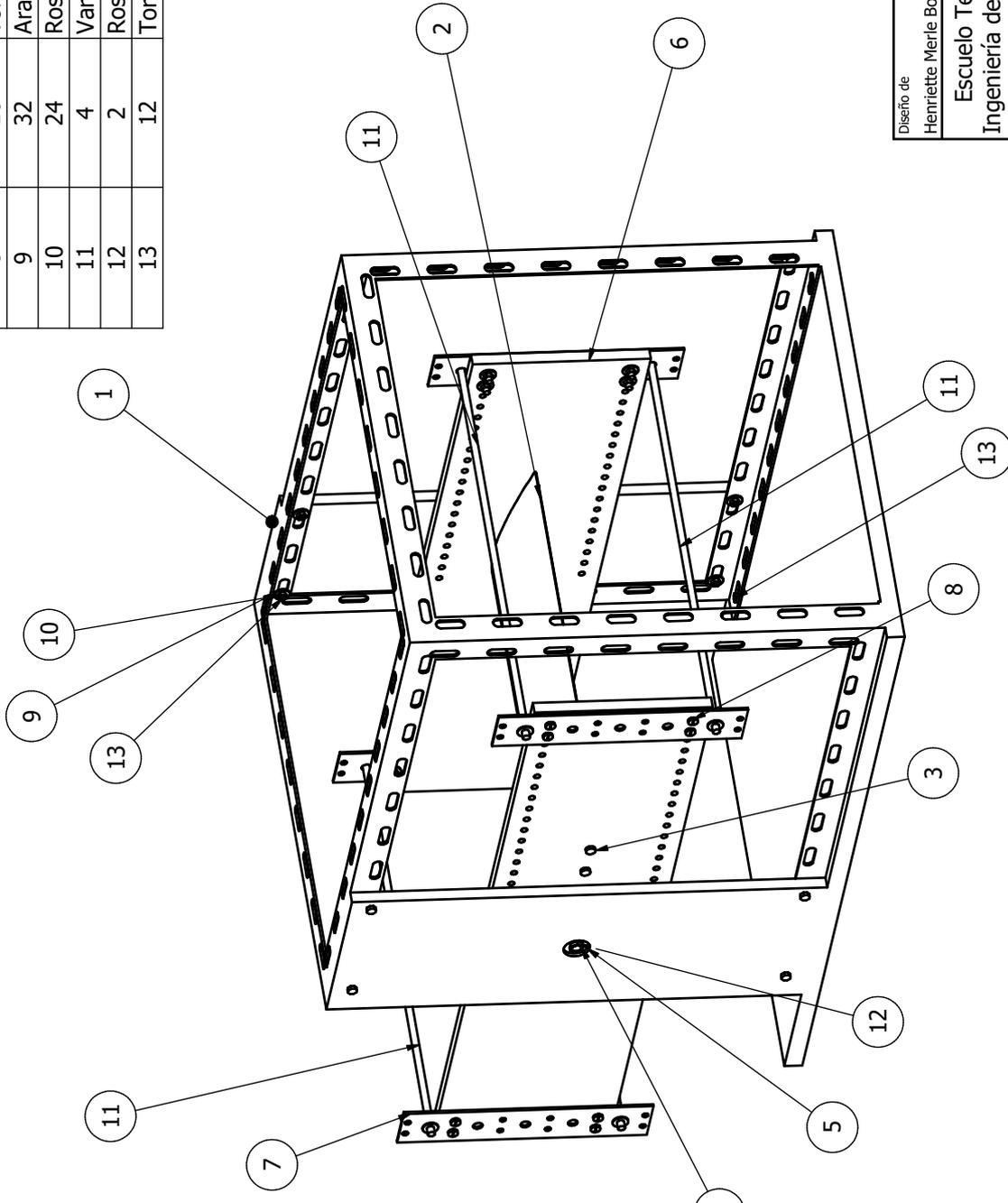
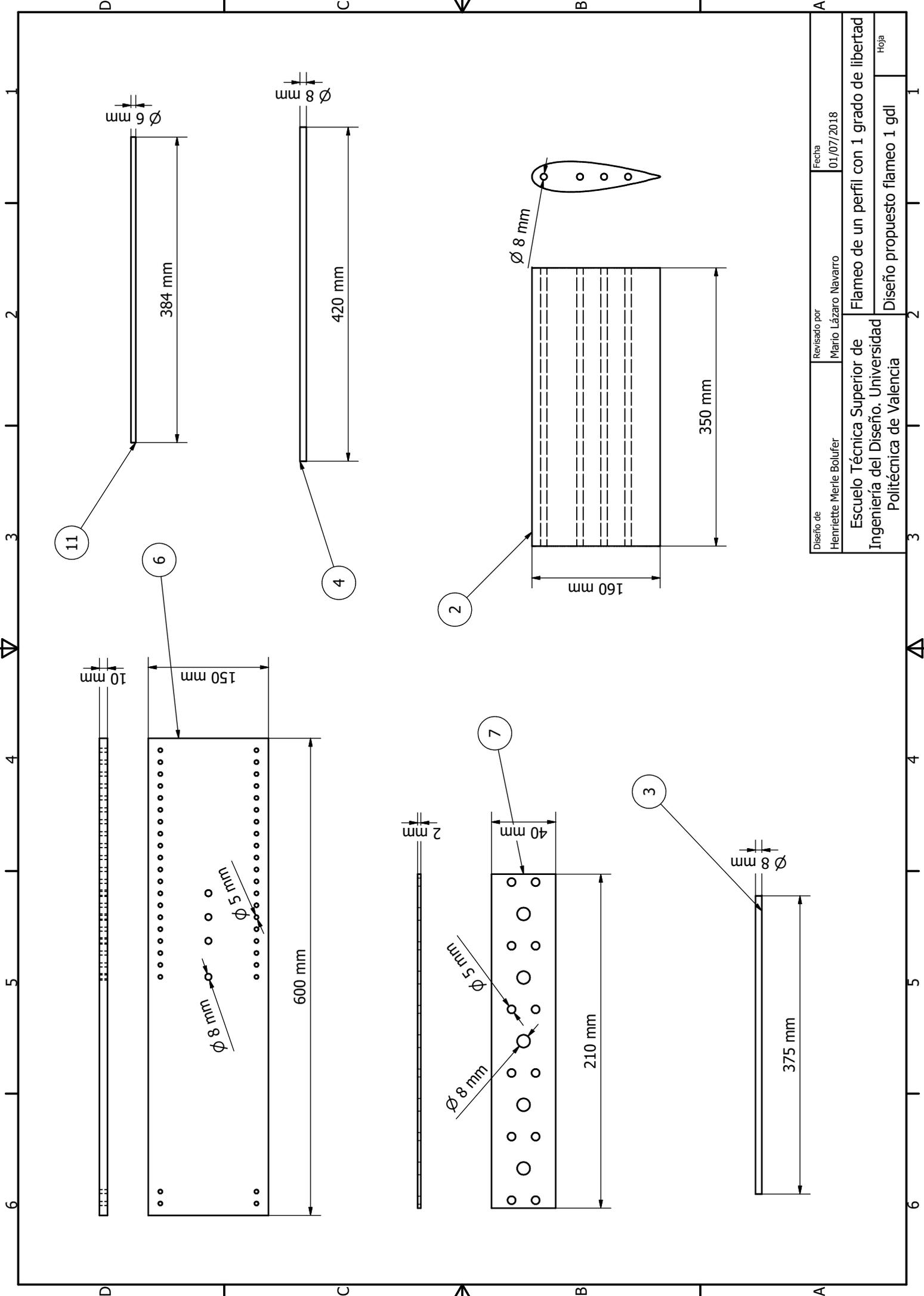


Figura 3.9: Diseño propuesto para el estudio de flameo de 1 grado de libertad.

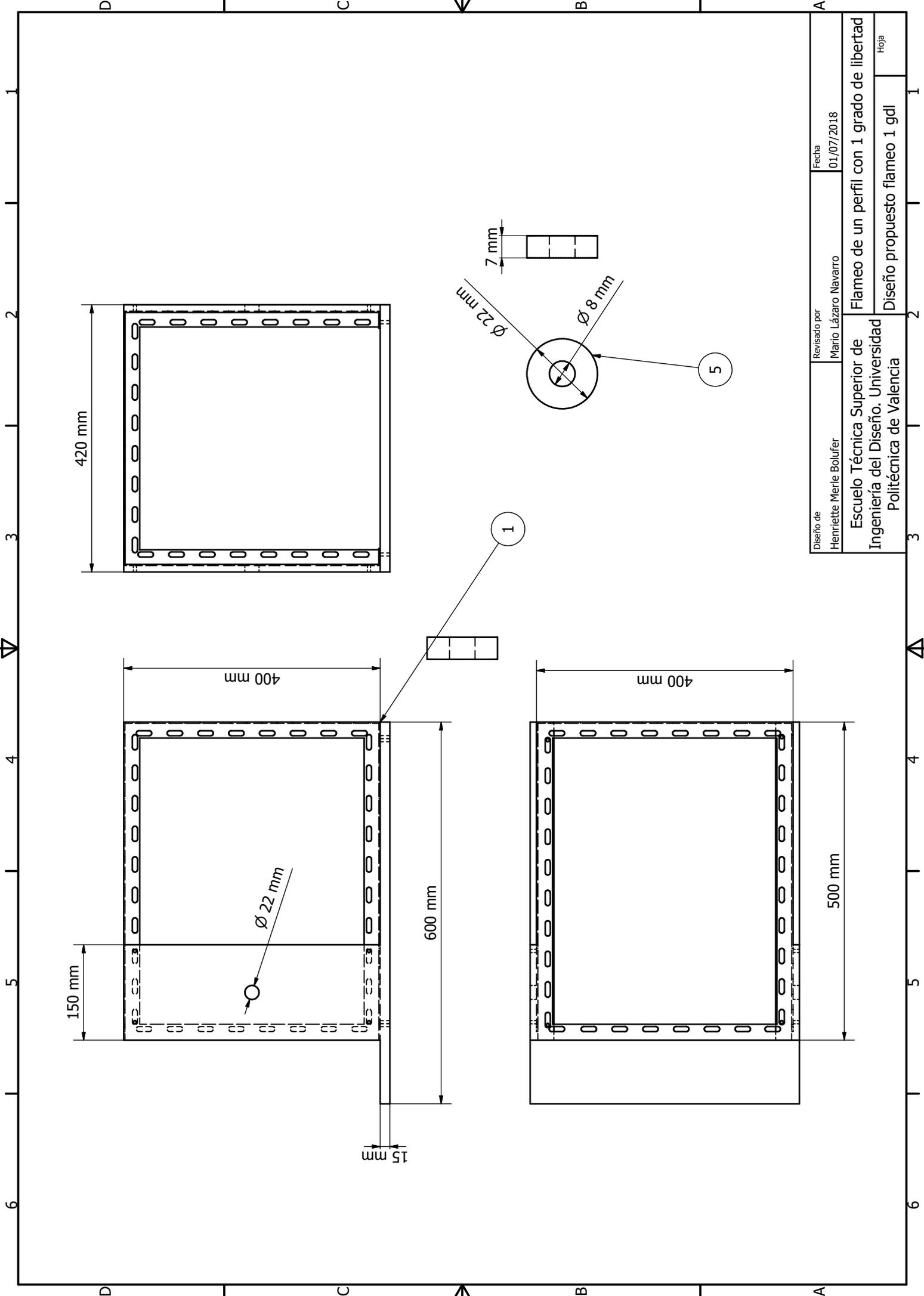
LISTA DE PIEZAS			
ELEMENTO	CTDAD	Nº DE PIEZA	DESCRIPCIÓN
1	1	Estructura	Conjunto placa de madera y estructura metálica
2	1	PerfilNACA0024	Perfil alar NACA 0024
3	3	VarillaMadera	Rigidizadores de madera para el perfil
4	1	VarillaMetalM8	Varilla metálica M8
5	2	CojineteRodadura	Cojinete de rodadura
6	2	PlacaHorPerfil	Placa de madera
7	4	PlacaVerPerfil	Placa metálica
8	16	TornilloPeq	Tornillo M5
9	32	Arandela	Arandela
10	24	Rosca M5	Rosca M5
11	4	VarillaMetalM6	Varilla metálica M6
12	2	RoscaM8	Rosca M8
13	12	Tornillo M5	Tornillo M5



Diseño de Henriette Merle Bolufer	Revisado por Mario Lázaro Navarro	Fecha 01/07/2018
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño. Universidad Politécnica de Valencia		Flameo de un perfil con 1 grado de libertad Diseño propuesto flameo 1 gdl
		Hoja



Diseño de Henriette Merle Bolufer	Revisado por Mario Lázaro Navarro	Fecha 01/07/2018
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño. Universidad Politécnica de Valencia		Hoja 1
Flameo de un perfil con 1 grado de libertad		Diseño propuesto flameo 1 gdl



Diseño de Henriette Merle Bolufer	Revisado por Mario Lázaro Navarro	Fecha 01/07/2018
Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño. Universidad Politécnica de Valencia		
Flameo de un perfil con 1 grado de libertad		Hoja
Diseño propuesto flameo 1 gdl		

La fabricación del modelo se ha podido realizar gracias a Mario Lázaro y el taller de Pedro Ayala quien ha confeccionado el perfil alar. El resultado es el siguiente (Figura 3.10):

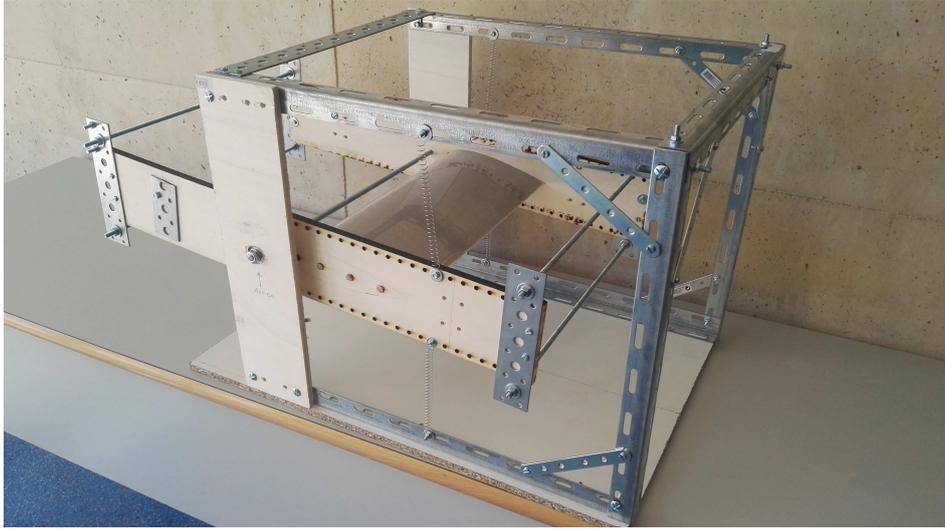


Figura 3.10: Modelo real para el estudio de flameo de 1 grado de libertad.

La masa de este se ha hallado experimentalmente con una balanza ya que el programa de diseño utilizado no disponía de toda la lista de materiales que se han usado para la fabricación. Además, de esta manera el resultado es mucho más realista ya que se ajusta a las posibles diferencias que se puedan haber introducido en el modelo real. Por tanto, la masa de todo el conjunto que se estudia para el flameo (la estructura no se incluye) es de  $m = 1,456kg$ .

### 3.4. Otras utilidades del diseño

#### 3.4.1. Medición de la rigidez de un muelle

La manera más sencilla de medir la rigidez de un resorte es mediante su modelo ideal global y bajo la suposición de que este obedece la Ley de Hooke. Esta ley relaciona la fuerza ejercida sobre este con el alargamiento o contracción que se produzca como consecuencia.

$$F = -kx \quad (3.27)$$

La estructura se puede utilizar para medir esta característica colgando el muelle de la estructura metálica y añadiendo progresivamente unas masas (Figura 3.11) con el fin de alargar el resorte y obtener los resultados.



Figura 3.11: Muelle y juego de pesos de calibración para medir la rigidez.

En la Figura 3.12 se observa que la relación entre ambas variables de la Ley de Hooke sigue una tendencia lineal por lo que el resorte se encuentra en su zona elástica. A partir de un alargamiento de poco más de 1 m respecto a la longitud inicial esta ley deja de comportarse linealmente por lo que el resorte habrá llegado a su zona plástica pudiendo llegar a romperse.

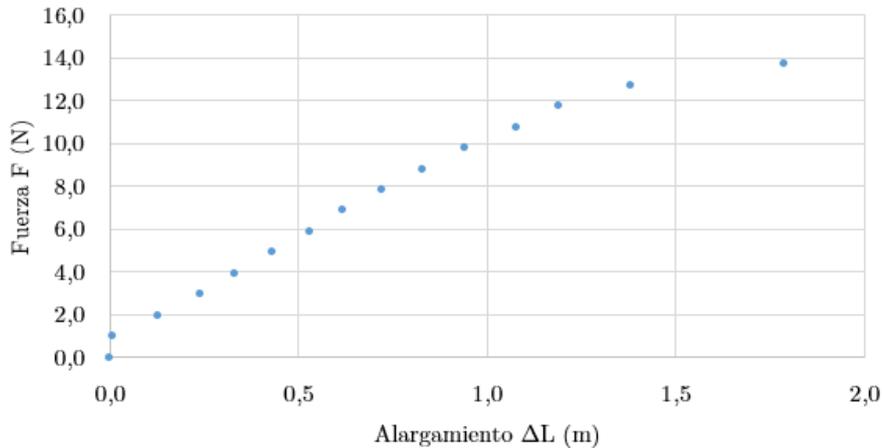


Figura 3.12: Ley del muelle obtenida experimentalmente.

La rigidez del muelle se debe obtener en esta zona lineal y que se puede observar en la Figura 3.13, siendo el valor de esta  $k = 9,5N/m$  aproximadamente:

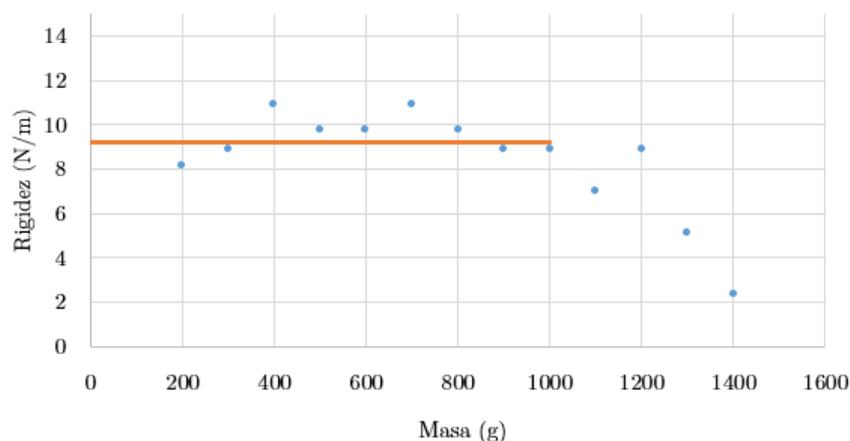


Figura 3.13: Rigidez del muelle obtenida experimentalmente

Cabe destacar que la rigidez del muelle que se vaya a introducir en las ecuaciones analíticas del sistema debe ser modificada con el ángulo de inclinación que es de aproximadamente  $80^\circ$ .

### 3.4.2. Medición del amortiguamiento estructural

Una vez construido el modelo se puede medir experimentalmente de manera muy sencilla el amortiguamiento ya que se trata de un sistema que con el paso del tiempo la amplitud de la oscilación disminuye, así como su energía.

Mediante una aplicación del móvil llamada *Physical Toolbox* que se puede descargar fácilmente de *Google Play*, se consiguen medir las aceleraciones en los tres ejes (X, Y y Z) del perfil alar colocando el móvil sujeto al sistema. Este luego se debe despreciar en los cálculos.

Situando pues el dispositivo y dándole un pequeño golpe inicial para que el modelo oscile, se llega a la siguiente gráfica que se puede observar en la Figura 3.14:

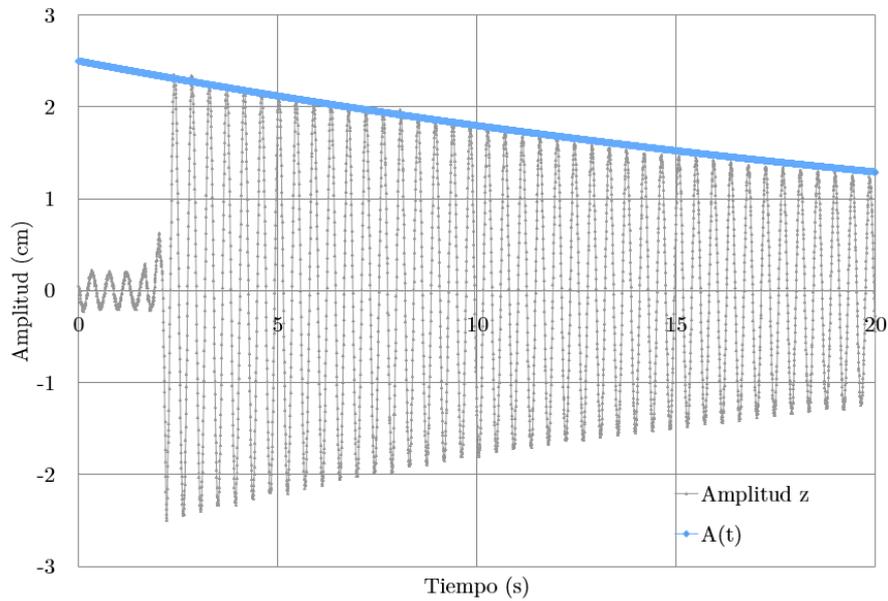


Figura 3.14: Amortiguamiento estructural del modelo medido experimentalmente.

La curva gris representa la aceleración en el eje vertical, es decir,  $Z$ , mientras que la curva azul representa la curva del amortiguamiento estructural que se puede modelar considerando la amplitud inicial  $A_0 = 2,5\text{cm}$ , el amortiguamiento  $\xi = 0,002$  y la frecuencia natural  $w_n = 14,32\text{rad/s}$ . Entonces se tiene que la curva de amortiguamiento corresponde a la siguiente expresión:

$$A(t) = A_0 e^{-\xi w_n t} \rightarrow A(t) = 2,5 e^{-0,033t} \quad (3.28)$$

De esta manera, conociendo el valor del amortiguamiento se puede introducir este en la ecuación de Lagrange que representa el sistema y que para estas nuevas condiciones sería:

$$I_\alpha \ddot{\alpha} + c_\alpha \dot{\alpha} + k_\alpha \alpha = M_a \quad (3.29)$$

# 4

## Estudio experimental Comparación con el estudio teórico

En este capítulo se expone de manera clara y concisa el experimento que se ha realizado para observar el fenómeno del flameo. Para ello, se introduce el modelo fabricado en la cámara de mediciones del túnel de viento disponible en el hangar de la Universidad Politécnica de Valencia como ya se ha comentado anteriormente (Figura 4.1).

Seguidamente los resultados obtenidos se compararán con los cálculos realizados previamente, observando similitudes y diferencias y buscando una explicación para cada una de ellas, comentando por tanto la validez de la teoría aplicada y del modelo diseñado.

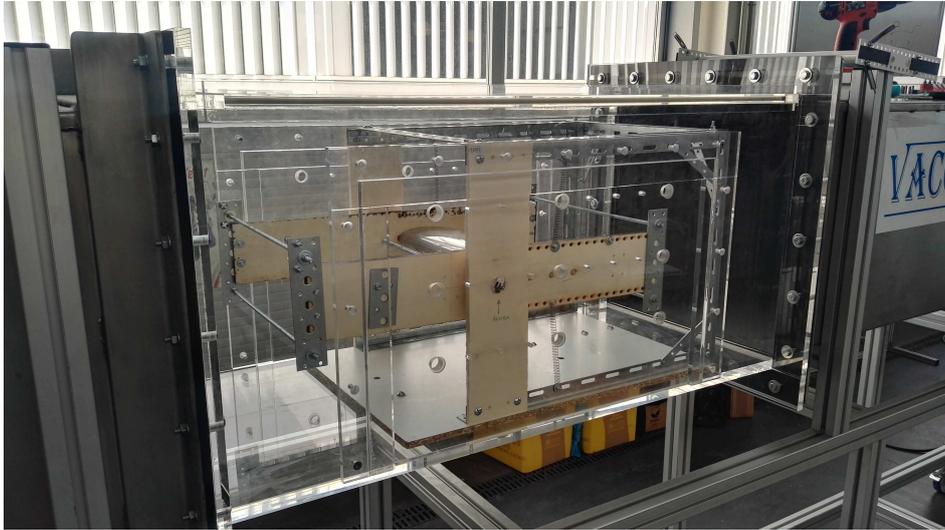


Figura 4.1: Ensayo del modelo en el túnel de viento.

#### 4.1. Ensayo del modelo en el túnel de viento

Con el modelo del perfil alar con un grado de libertad introducido en el túnel de viento, simplemente se trata poner la frecuencia correspondiente a la velocidad de flameo. Para ello se utiliza la Figura 1.10 y se lee la frecuencia de la velocidad de flameo, 11,72 m/s, que es de aproximadamente 31,3 Hz (Figura 4.2).

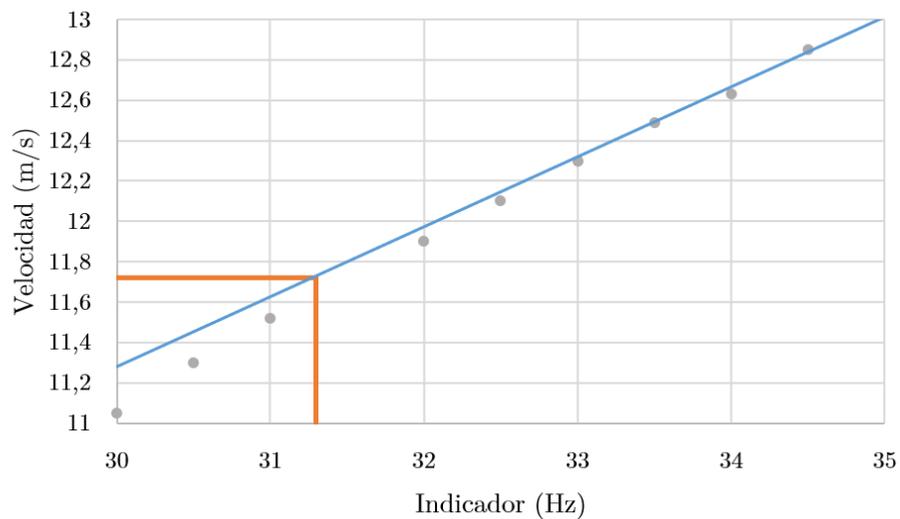


Figura 4.2: Correspondencia entre la velocidad de flameo y la frecuencia en el túnel de viento.

Insertando el tubo de pitot en la cámara de medición y observando la velocidad que marca, se va modificando la frecuencia del controlador para obtener la velocidad real deseada en el túnel de viento.

Teóricamente, cerca de este valor de velocidad el perfil debería flamear, pero se observa que no es así. Por tanto, la siguiente actuación consiste en hacer un barrido por todas las frecuencias posibles en el túnel de viento para observar en qué punto flamea. Este barrido debe ser lento ya que la velocidad del flujo debe establecerse y llegar a influir el perfil alar. Pero tras realizar esta operación el perfil no ha flameado para ninguna velocidad disponible en el túnel de viento ni tampoco da indicios de hacerlo, se queda totalmente parado.

A continuación se explica lo que debería suceder y observarse en el perfil alar si este flameara. El proceso básicamente se reduce a cuatro pasos:

- Inicialmente el perfil se encuentra horizontal, es decir, sin ángulo de ataque.
- Cuando la velocidad del flujo es la de flameo del perfil, este aumenta el ángulo de ataque y los muelles superiores quedan en tracción y los inferiores en compresión.
- Una vez el perfil ha entrado en la fase de flameo, este girará sobre el eje y ocurrirá la situación contraria: el perfil tendrá un ángulo de ataque negativo, los muelles superiores se comprimirán y los inferiores se traccionarán.
- Siguiendo este proceso, aumentará cada vez más la amplitud de la curva senoidal que iría trazando un punto fijo del perfil. Establecido ya el flameo en este, podría llegar a un colapso estructural.

Para el sistema dado se podría pensar que la estructura es capaz de disipar en un ciclo de vibración toda la energía absorbida al vibrar y por tanto no se produce ninguna inestabilidad dinámica. Esto contradice todas las expectativas ya que se conoce que cualquier perfil alar tiene una velocidad a partir de la cuál flamea. Es por ello que posiblemente haya que modificar algún aspecto del modelo para conseguir que se produzca este fenómeno.

Asimismo, cabe destacar que al igual que ya se ha nombrado en el capítulo introductorio este fallo ya ocurrió en otros estudios semejantes. Este aspecto se va a discutir en el siguiente apartado.

## 4.2. Cambios realizados en el ensayo

### 4.2.1. Comparación del ensayo con estudios relacionados. Posibles causas de fallo

#### Comparación con el estudio de Kiergan y Tomamichel

En primer lugar, se tomará como referencia el estudio de Kiergan y Tomamichel. Una conclusión importante a la que llegaron es que el eje de giro debería encontrarse entre el 0 % y el 25 % de la cuerda. Esto se cumple en el modelo ya que en ese caso el eje de giro se encuentra a un 9,25 % de la cuerda a partir del borde de ataque. Sin embargo, una diferencia significativa se muestra en el tipo de perfil alar escogido. Ellos utilizaron un perfil muy fino, un NACA 0009, aspecto que posiblemente pueda llegar a ser relevante ya que las teorías desarrolladas en la aerodinámica son para perfiles alares finos o incluso placa plana. Aún así, los autores de este ensayo no consiguieron hacer que el perfil flameara aunque la teoría utilizada y proveniente de famosos autores lo afirmara. En su caso el eje atravesaba el perfil cerca del borde de ataque mediante unos cojinetes al igual que en el modelo diseñado. Pero la diferencia radica en que los elementos que aportan inercia al sistema se encuentran fuera del túnel de viento. Este factor también puede llegar a ser relevante ya que es posible que si estos elementos se encontraran en el interior del túnel, el flujo de corriente se viera alterado por estos, así como la sustentación del perfil y la recirculación de la estela.

#### Comparación con el estudio de Runyan

Siguiendo ahora con el estudio de Runyan, este sigue una dinámica parecida en cuanto al eje con cojinetes pero esta vez encontrándose fuera del perfil, es decir, con  $a \geq 1$  para su caso. Además, en esta investigación sí se pudo demostrar la existencia de flameo por lo que debe haber algún factor que pueda resultar de ayuda para el flameo del modelo de este Trabajo Fin de Grado. Aunque no se conozca el perfil alar utilizado por Runyan, sí se conocen sus medidas y su alargamiento de alar que es  $AR = 5,87$ . Este valor dista bastante del alargamiento alar del perfil del estudio actual, siendo este  $AR = 2,19$ . Tal como se conoce en la aerodinámica básica, la teoría desarrollada además de ser para perfiles que puedan asemejarse a una placa plana, estos idealmente son de longitud infinita, eliminando así los vórtices en los bordes. Estos vórtices se enrollan sobre la punta del ala y si son muy grandes pueden afectar al flujo que pasa por el extradós. Si el ala es suficientemente larga, la región en la que afectan los vórtices es muy pequeña respectivamente por lo que la sustentación general apenas se ve afectada. En cambio, si el ala es muy corta, la región "limpia" de vórtices es bastante reducida, siendo prácticamente incapaz de producir sustentación en el perfil.

Este fenómeno se puede observar en la Figura 4.3:

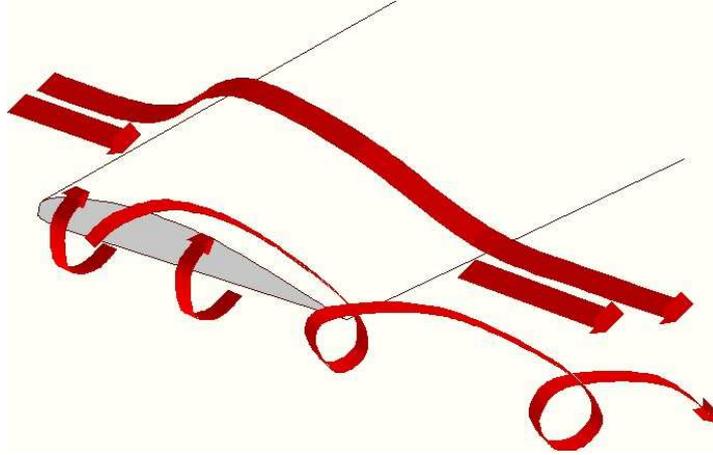


Figura 4.3: Vórtices en punta de ala.

En un principio no se dio demasiada importancia al alargamiento alar a la hora de diseñar el modelo, considerándose además el existente como suficiente.

A continuación se van a comparar las gráficas del estudio de Runyan con las obtenidas para el caso que se está analizando en la Figura 4.4:

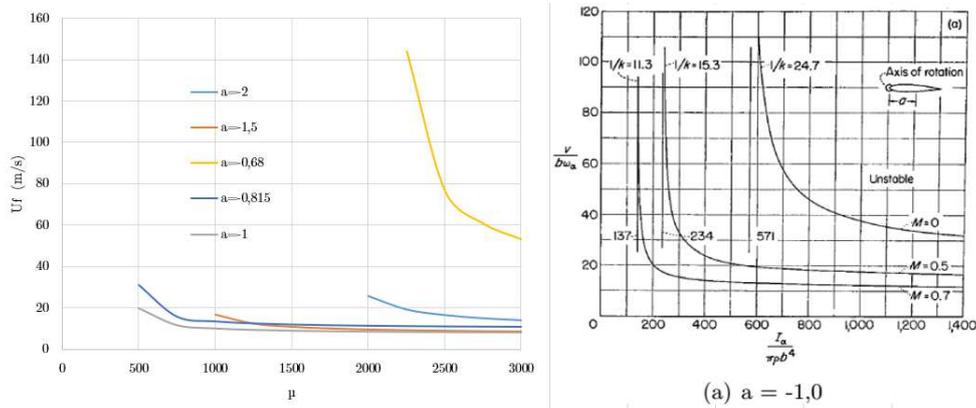


Figura 4.4: Comparación de la velocidad de flameo frente al coeficiente másico del modelo y el estudio de Runyan.

Como se puede observar, las curvas correspondientes a  $a = -1$  ambas tienen una forma semejante. En el experimento de Runyan estas curvas son ideales por lo que se observa claramente una asíntota mientras que en las curvas reales del modelo esta asíntota no es tan drástica. Esto no supone

ningún problema ya que, como ya se había comentado, el lado izquierdo de las curvas no tiene solución ya que tiende a infinito. Con esto se puede dar justificada y comprobada la tendencia asintótica de las curvas. Es decir, existe una inercia mínima a partir de la cuál existe velocidad de flameo, así como una tendencia a establecer esa velocidad de flameo conforme aumenta el coeficiente másico, la inercia. Este es un aspecto que prueba la validez y correcta ejecución de los cálculos realizados así como de la teoría utilizada para el desarrollo.

Por otro lado, Runyan también estudió un valor óptimo de la posición del eje de rotación. La curva con los resultados obtenidos para el modelo es muy semejante. Esto se puede observar en la Figura 4.5

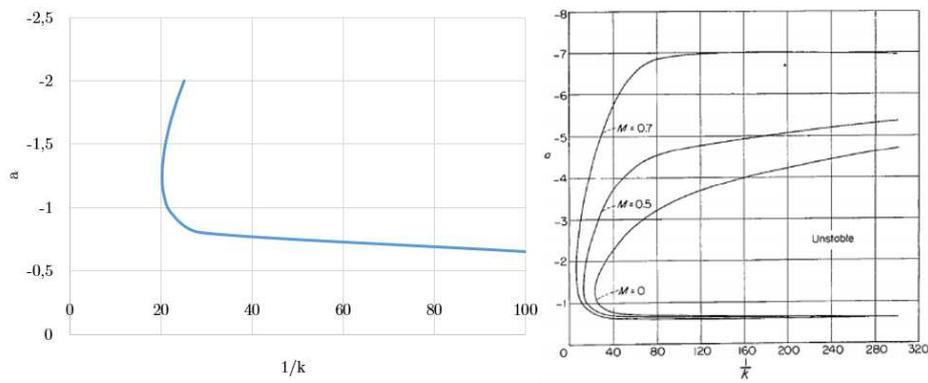


Figura 4.5: Comparación de la posición óptima del eje entre el modelo y el estudio de Runyan.

Para la curva de Mach 0, el valor mínimo del factor  $1/k$  en ambos casos es de aproximadamente 20. En cuanto a la asíntota horizontal de ambas curvas estas se asemejan bastante. Es cuando la frecuencia reducida es prácticamente constante para cualquier velocidad cuando la posición del eje es ideal. Por tanto, la localización del eje de giro del modelo diseñado entra en el rango de valores que recomienda el estudio de Runyan, aproximadamente entre -0,65 y -1, ya que en el caso actual  $a = -0,815$ . Por tanto, se podría decir que esta elección no ha sido una posible causa de fallo para que no se produzca el flameo si se sigue el criterio del autor. Cabe destacar que aún tras este análisis, Runyan diseñó el experimento para  $a = -12,4$ . En la tesis no aparece ninguna explicación al respecto.

Finalmente, volviendo a la Figura 1.8 que compara el resultado analítico con el experimental se puede observar que la teoría y la realidad no se asemejan demasiado.

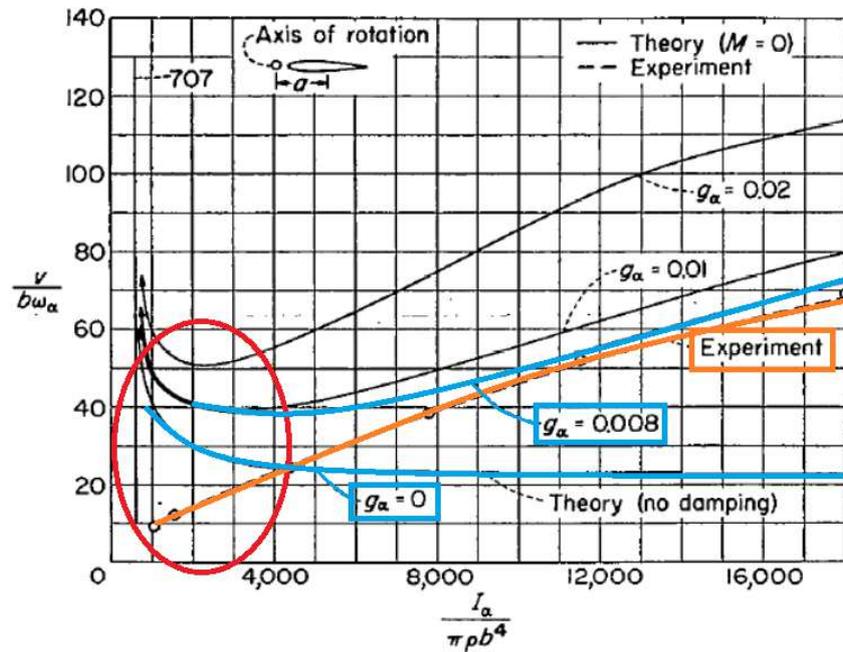


Figura 4.6: Comparación de la velocidad de flameo teórica y experimental en el estudio de Runyan.

Si se comparan las curvas naranja (experimental) y azules (teóricas) de la Figura 4.6, la tendencia no es la misma. Solamente para pequeños valores de amortiguamiento y altos valores de coeficiente másico, y por tanto inercia, el resultado de velocidad de flameo es parecido. Sin embargo, si no se considera amortiguamiento estructural las curvas son completamente diferentes. Por tanto se podría pensar que resulta imprescindible utilizar el coeficiente de amortiguamiento e incluirlo en las ecuaciones de la aeroelasticidad. Aunque este podría ser un factor posible como causa de fallo, tampoco sería de fundamental relevancia ya que el resto de comparaciones entre las curvas analíticas del modelo y del estudio de Runyan son muy similares. Además, la percepción de amortiguamiento del modelo no es apenas notable.

Otro aspecto a destacar en este gráfico es la inercia. Si se sitúa la inercia del modelo que tiene un valor de  $\mu = 1424$ , esta se encuentra en la región circular roja y justamente esta región es en la que la teoría y la realidad son completamente distintas. Es decir, para Runyan, era fundamental tener un valor de inercia bastante más elevado que la disponible en el modelo, aunque esta según los cálculos sea suficiente y bastante superior a la inercia mínima necesaria para el desarrollo del problema.

Se han encontrado de nuevo dos posibles factores que conlleven un fallo en el flameo del sistema diseñado.

### Otras posibles causas de fallo

En este apartado se van a enumerar una serie de posibles causas de fallo a las cuales se ha llegado haciendo un análisis del modelo y gracias a una profunda búsqueda de información sobre los diferentes aspectos que abarca la aeroelasticidad para el estudio en cuestión.

- Las cuatro barras metálicas que conectan las dos placas verticales, tanto delante como detrás, y que tienen una gran aportación a la inercia del sistema podrían influir en la aerodinámica del perfil ya que la estela que se produce en las dos barras delanteras podría afectar en la corriente que pasa por el extradós y el intradós del perfil haciendo que el flujo no quede tan adherido y disminuya la sustentación. Esta influencia se cree que es pequeña pero aún así debería estudiarse.
- Las placas laterales podrían afectar también a la aerodinámica del perfil. Aunque estas tengan una superficie muy pequeña que pueda modificar la sustentación, podría hacerlo. Pero el aspecto más relevante es que es posible que estas placas desvíen la corriente que circula alrededor del perfil. Además, podría reconducir los vórtices que se han comentado anteriormente directamente sobre la superficie sustentadora, haciendo muy poco probable el fenómeno de flameo.
- El momento aerodinámico que se supone que se produce cuando un perfil tiene el grado de libertad de giro sobre un eje podría ser erróneo. Es decir, esta expresión que se expone en el capítulo 2 y que corresponde a la parte derecha de la ecuación de Lagrange podría no corresponderse con la realidad. El momento  $M_a$  se ha calculado asumiendo ciertas hipótesis que también se han comentado en el mismo capítulo, así como las básicas de la aerodinámica de pequeñas perturbaciones, placa plana e infinita, etc. Sin embargo, en el modelo diseñado no todas estas hipótesis se cumplen estrictamente y además existen otros elementos constructivos que podrían modificar esta expresión. Aún así resulta importante conocer que en las tesis expuestas sí se utiliza esta misma expresión, pudiendo ser válida en una pero en otra no ya que el perfil no ha flameó. Se cree que el momento real será menor que el esperado debido a todos estos elementos externos.
- El modelo podría ser relativamente grande para la cámara de medición del túnel de viento utilizado. Por ello, el flujo alrededor del perfil se podría ver afectado por las paredes de este, volviendo sobre el perfil y modificando la aerodinámica. Adicionalmente, la estela podría

rebotar contra la estructura del túnel y volverse en contra del perfil, variando completamente el problema estudiado.

En la Universidad Carlos III de Madrid se realizó un estudio similar a este, ensayándolo también en el túnel de viento. Sin embargo, en su diseño la estela se desarrollaba fuera de la cámara de medición y el túnel, eliminando así una posible problemática que podría afectar el flameo del perfil. No se han conseguido los datos de su estudio pero se conoce que su modelo sí flameó.

- El rango de velocidades que ofrece el túnel de viento utilizado podría no ser suficiente. Es decir, al existir numerosas posibles causas de fallo, la velocidad de flameo real del modelo podría encontrarse a una velocidad mucho mayor o mucho menor. Hay que resaltar en este momento que generalmente los perfiles tienen una velocidad de flameo crítica a partir de la cual se produce el fenómeno, pero es posible que un sistema en concreto solamente tenga una velocidad de flameo puntual. Se ha concluido que el caso del estudio es el segundo tras los ensayos experimentales. Es por ello que no se puede saber en qué zona se podría encontrar esta velocidad de flameo buscada.
- La inclinación inicial del perfil podría no ser la adecuada. En general en los estudios no se comenta con qué ángulo de ataque se debe situar el ala para conseguir el flameo pero en uno de ellos se comenta que ponerlo con su ángulo de entrada en pérdida podría incitar al perfil a perder su estabilidad y flamear.

Seguramente existan numerosas causas que no se han explicado en esta lista y que a lo mejor influirían en el problema estudiado. Las que no se han incluido es debido a su desconocimiento, ya que en este análisis se ha intentado abarcar el mayor número de variables posibles.

#### 4.2.2. Cambios estudiados en nuevos ensayos

En este apartado se van a discutir los posibles cambios que se han realizado en el modelo con el fin de conseguir que el perfil flameara. Cabe destacar que los cambios realizados solamente abarcan los que han sido posibles modificar sobre el modelo actual, sin hacer una mayor inversión económica. El resto de posibles cambios que se podrían haber estudiado se exponen en el siguiente capítulo 5. *Trabajos futuros* ya que se salen de la extensión de este Trabajo Fin de Grado.

A continuación, se van a enumerar ahora las diferentes modificaciones estudiadas de acuerdo a las posibles causas de fallo expuestas en el apartado anterior:

- Se han eliminado las barras delanteras para evitar que su estela afecte a la aerodinámica del perfil. Las traseras no se han quitado con el fin de no disminuir demasiado la inercia del sistema. Aún quitando dos barras se cumple el requisito de tener una inercia superior a la mínima establecida.
- Se ha extraído el eje del perfil alar y se ha situado en diferentes posiciones con  $a \geq 1$ , comprobando así las opciones que se estudiaban en las tesis comentadas. Además, con ubicaciones del eje de giro entre  $a = -1,3$  y  $a = -1,5$ , las curvas de flameo que se han desarrollado en el capítulo 3 y que analizan la dependencia de las diferentes variables siguen dando resultados válidos de velocidad de flameo.
- Se ha incrementado ligeramente la inercia añadiendo más placas metálicas en los extremos de las placas de madera y junto a las placas verticales ya existentes.
- Se ha variado la posición de los muelles, así como su rigidez, probando diferentes valores entre los 10 N/m y los 80 N/m. El número de ellos también se ha aumentado y disminuido, intentando variar la dinámica del sistema.
- Se ha ensayado el modelo en el túnel de viento cerrado disponible en el edificio 8P de la Universidad Politécnica de Valencia. Este túnel ofrece un rango de velocidades de hasta 50 m/s. De esta manera se podía comprobar si la velocidad de flameo del modelo se hallaba a una velocidad superior a la esperada.
- Se ha situado el perfil alar a  $12^\circ$  para incitar el perfil a flamear, correspondiéndose este ángulo de ataque a su ángulo de entrada en pérdida que ya se destacó en la Figura 3.2.

Tras realizar todas estas variaciones en el modelo de estudio, ninguno de estos cambios consiguió que el perfil flameara. Por ello se cree que seguramente la solución se encuentre en un estudio más profundo del problema y realizando el resto de modificaciones mencionadas anteriormente, así como la combinación de diferentes de estas.

# 5

## Trabajos futuros

El principal objetivo de este capítulo consiste en exponer una serie de trabajos futuros que se podrían realizar sobre el proyecto ya comenzado. Dada la problemática ocurrida en el ensayo experimental, existen una gran variedad de nuevas ideas que se podrían aplicar al modelo con el fin de conseguir que flamee. Resultaría de gran interés la realización de estas posibilidades de mejora ya que se considera que la visualización del flameo en un perfil alar con un grado de libertad podría motivar al alumnado que lo estudie además de hacer una gran aportación al conocimiento sobre este tipo de sistemas, identificando qué factores de diseño son importantes y cómo se proceder para conseguir un resultado exitoso.

El estudio realizado tiene un gran incertidumbre y esto se debe remarcar bastante. Todo proceso de diseño y fabricación de un nuevo producto conlleva una serie de tareas que van relacionadas entre sí y que es de costosa elaboración, sobretodo en el ámbito aeronáutico ya que el rango de las variables debe ser más preciso. Esto se ha podido observar en los capítulos anteriores desde la fase de prediseño hasta la construcción y la comprobación mediante un método experimental. Es por ello que al intervenir un gran número de variables, el error se multiplica. Además, como ya se ha visto, en el ensayo experimental deben existir algunos factores que afecten negativamente al objetivo del proyecto. Algunas de las posibles causas se han nombrado en el capítulo anterior sobretodo en el apartado *4.2.1. Comparación del ensayo con estudios relacionados. Posibles causas de fallo*. Ahora, en este capítulo se van a proponer más posibles mejoras que no se han podido llevar a cabo como ya se comentaba.

En primer lugar, cabe destacar que en cuanto a la aerodinámica no se ha escogido el perfil más óptimo. El perfil alar escogido en el modelo es un NACA 0024 que tiene un 24% de espesor en el 30% de la cuerda. Este es un valor bastante elevado y que no asemeja demasiado a una placa plana, hipótesis fundamental asumida en los desarrollos básicos de la aerodinámica. Además, como ya se nombraba en la tesis de Kiergan y Tomamichel, este factor resulta de vital importancia y es por eso que ellos utilizaron un perfil NACA 0009. Por tanto, la primera mejora que debería introducirse al diseño sería una elección de un perfil alar semejante a este.

Relacionado de nuevo con el tema anterior, existe otro aspecto a mejorar en el ala. Runyan evitaba que los torbellinos en punta de ala pudieran afectar excesivamente en la superficie sustentadora mediante un alargamiento alar  $AR$  relativamente elevado. Por tanto, es cuestionable el alargamiento alar del modelo de  $AR = 2,19$  frente a un  $AR = 5,87$ , un valor más del doble. Cuando más elevado sea este parámetro, menos influencias tendrán las consecuencias de utilizar un ala finita. En conclusión, un segundo aspecto a mejorar sería un ala con mayor alargamiento alar, igual o superior al del experimento de Runyan ya que el suyo sí flameó.

Siguiendo con la referencia del experimento de Runyan, ya se ha comentado que según este autor, para inercias relativamente bajas el resultado teórico de la velocidad de flameo no se asemeja al resultado experimental en absoluto. Sin embargo, cuando se aumenta bastante este factor de inercia o coeficiente másico y además se incluye el amortiguamiento en las ecuaciones utilizadas para los cálculos, los resultados difieren bastante poco. Esto sucede aproximadamente para un coeficiente másico  $\mu = 9000$ . Por tanto, habría que aumentar drásticamente la inercia del sistema que actualmente es de 1424 ya sea poniendo más placas metal en los extremos de las placas laterales de madera, además de placas más pesadas o ya un sistema de masas colgantes en estos extremos como ya se utilizó en el estudio de Kiergan y Tomamichel. Destacar que es fundamental también incluir el amortiguamiento para los futuros cálculos, aunque este debe ser bajo ya que en cuanto aumenta los resultados teóricos y reales vuelven a diferir bastante.

Con respecto a la expresión del momento aerodinámico y que se corresponde a la parte derecha de la ecuación de Lagrange, representando los aspectos aerodinámicos, no se ha encontrado una expresión que se ajuste mejor a la realidad pero se podría realizar una búsqueda de información más profunda con el objetivo de encontrar un momento que se ajuste mejor al caso descrito. Este momento considera un ala infinita y sin elementos constructivos que puedan afectar a su aerodinámica (placas laterales, barras y paredes del

túnel de viento). Es por ello que resultaría fundamental la reubicación de estos elementos. Para empezar, el perfil alar debería ser más pequeño para que exista flujo en el infinito y las paredes del túnel de viento no alteren las líneas de corriente cercanas al ala. Por tanto habría que construir un perfil más pequeño y si es posible utilizar un túnel con una cámara de medición de mayor tamaño. Por otro lado, los elementos constructivos tales como las placas horizontales y verticales del perfil se deberían situar fuera del túnel con el fin de no influir en la aerodinámica del modelo. Así este modelo se podría extender hasta prácticamente llegar a las paredes del túnel, evitándose así cierta cantidad de los torbellinos de punta de ala. Es decir, dentro del túnel solamente estaría el ala y el eje de giro que se extiende hasta el exterior del túnel y ahí es donde se ubican los elementos inerciales. Además, al disponer de estos elementos en el exterior, la posibilidad de introducir masas colgantes resulta más fácil de realizar ya que se dispone de suficiente espacio para ello.

Finalmente, el hecho de utilizar un túnel de viento más profesional, que ofrezca un mayor rango de velocidades y que por ejemplo sea de circuito cerrado seguramente favorezca el futuro estudio de un sistema de este tipo.

Podría resultar interesante reutilizar el modelo ya existente para otro tipo de estudios. Por ejemplo, se podría utilizar para estudiar la divergencia de un perfil alar [10]. El sistema utilizado se puede observar en la Figura 5.1:

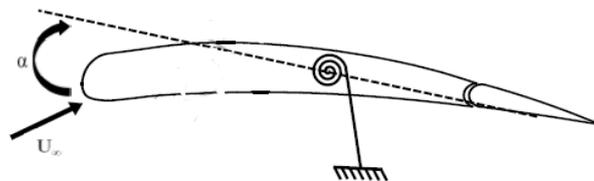


Figura 5.1: Perfil aerodinámico equivalente para divergencia.

Al tener el perfil un espesor suficiente para situar la barra entre la mitad y el final del perfil, sería por tanto posible un estudio de la divergencia en este.

Este fenómeno consiste en un perfil moviéndose en una corriente de aire a una velocidad  $U_\infty$  con una sujeción que no es completamente rígida. Esto conlleva a que al aumentar las cargas aerodinámicas, el sistema se deforme hasta alcanzar el equilibrio entre estas fuerzas y momentos aerodinámicos y elásticos. Esta deformación ocurre sin necesidad de deflectar la superficie de control, simplemente debido a la flexibilidad de la unión. Al aumentar la

velocidad de vuelo, las cargas aerodinámicas aumentan y por tanto también lo hace la deformación. A partir de cierto momento el incremento del momento aerodinámico coincide con la rigidez estructural, por lo que el sistema matemático en ese punto no tiene solución única. Físicamente ocurre que el perfil no es capaz de alcanzar una posición de equilibrio ya que las cargas aerodinámicas sobrepasan la rigidez estructural, es decir, la estructura no es capaz de aguantar las cargas. Este fenómeno es lo que se conoce como divergencia y podría tener efectos catastróficos para la aeronave. De hecho, actualmente este fenómeno es el factor que limita la velocidad de vuelo de una aeronave.

# 6

## Presupuesto

En este capítulo se estudiará cuál es el impacto económico del estudio experimental que se ha llevado a cabo. Por tanto, hay que contextualizar la situación y abarcar los diferentes campos en los que se requiera del establecimiento de dicho presupuesto.

Es evidente que el proyecto que se ha llevado a cabo es sin ánimo de lucro. Aún así, para poder restablecer el coste de este es necesario plantear ciertas ocasiones hipotéticas con el fin de establecer un presupuesto previo y estudiar si es factible o no llevarlo a cabo cuando una empresa encarga este proyecto, por ejemplo.

En este caso, se van a utilizar los datos reales una vez finalizado el estudio para obtener el coste material y además se hará una estimación del resto de variables que intervienen en este. A lo largo del proyecto hay diferentes fases como son la recopilación previa de información para optimizar el estudio, la realización del estudio experimental que también incluye el diseño y la fabricación del modelo, el procesamiento de datos y un estudio analítico previo para prever un rango en el que se encuentren los resultados y finalmente una revisión final del proyecto y presentación de cara al público. Ciertas partes de estas fases son las que conllevan un coste económico y que en conjunto forman el coste total.

## 6.1. Presupuesto del estudio experimental

Al tratarse de un trabajo de carácter experimental, es importante definir el impacto económico de este bloque. Por ello se contabilizarán tanto los costes asociados a los diferentes materiales empleados para el montaje como el equipamiento utilizado para la toma de medidas y desarrollo del modelo.

En primer lugar, se presentan los costes materiales en la siguiente tabla:

<b>Modelo</b>			
<b>Nº</b>	<b>Elemento</b>	<b>Precio (€/ud.)</b>	<b>Coste (€)</b>
1	Caja tornillos, roscas y arandelas	30,00	30,00
1	Estructura (placas madera+metal)	50,00	50,00
1	Perfil alar	10,00	10,00
5	Varilla M6 y M8 metal	2,00	10,00
3	Varilla M8 madera	1,00	3,00
4	Caja de muelles	11,00	44,00
2	Cojinete de rodadura	8,00	16,00
<b>TOTAL</b>			<b>163,00 €</b>

Cuadro 6.1: Presupuesto para el montaje del modelo.

Como se puede apreciar en el desglose de precios, la elección de materiales y los elementos necesarios para la elaboración del modelo han resultado sumar un reducido coste por lo que una repetida fabricación de este no sería un inconveniente.

Seguidamente, se muestra el coste económico asociado a la fabricación en el taller, la utilización del hangar así como de los túneles de viento utilizados y el equipamiento necesario.

<b>Equipamiento</b>			
<b>Tiempo (h)</b>	<b>Elemento</b>	<b>Precio (euro/h)</b>	<b>Coste (€)</b>
30	Túnel de viento abierto	40,00	1.200,00
1	Túnel de viento cerrado	50,00	50,00
5	Taller+material	30,00	150,00
<b>Cantidad</b>	<b>Elemento</b>	<b>Precio (€/h)</b>	<b>Coste (€)</b>
1	Ordenador	800,00	800,00
1	Programas informáticos	2.942,00	2.942,00
<b>TOTAL</b>			<b>5.142,00€</b>

Cuadro 6.2: Presupuesto para los equipos de medida.

## 6.2. Presupuesto de salarios

En esta sección se considerarán el salario del tutor del proyecto así como la estimación económica del trabajo del alumno ajustándose al número de horas dedicadas. Adicionalmente se debe tener en cuenta el salario de la persona que ha fabricado el perfil en un taller de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño.

En lo referente al trabajo del alumno, se trata de un proyecto de 12 créditos ECTS que se corresponden con un total de 300 horas de trabajo. Adicionalmente se han incluido también el resto de horas necesarias para finalizar y revisar el proyecto.

<b>Equipamiento</b>			
<b>Tiempo (h)</b>	<b>Elemento</b>	<b>Precio (€/h)</b>	<b>Coste (€)</b>
400	Proyecto	40,00	16.000,00
10	Horas extra del proyecto	50,00	500,00
60	Trabajo del tutor	50,00	3.000,00
<b>TOTAL</b>			<b>19.500,00€</b>

Cuadro 6.3: Presupuesto de salarios.

## 6.3. Presupuesto total

Finalmente, se presenta el presupuesto total para la realización de este proyecto, al que habrá que sumarle el 21 % de IVA estipulado:

<b>Presupuesto</b>	
<b>Elemento</b>	<b>Coste (€)</b>
Modelo	163,00
Equipamiento	5.142,00
Salarios	19.500,00
<b>Subtotal</b>	<b>24.805,00</b>
IVA (21 %)	5.209,05
<b>TOTAL</b>	<b>30.014,05€</b>

Cuadro 6.4: Presupuesto total del ensayo.

Esto es el coste que conlleva el estudio y fabricación del modelo. A este valor habría que añadirle un porcentaje (aproximadamente un 10 %) de beneficio para el realizador con el fin de obtener ganancias de su trabajo.

# 7

## Conclusiones

En este último capítulo del proyecto se exponen las conclusiones a las que se llegan tras la interpretación tanto de los resultados teóricos como de la información que se puede extraer de los ensayos experimentales.

Antes de comenzar es necesario remarcar el hecho de que las conclusiones a las que se hayan podido llegar están muy condicionadas por la gran incertidumbre que conlleva la realización de este tipo de proyectos y en concreto de este proyecto actual, ya que apenas se han realizado estudios similares y que además los resultados a los que llegan no se asemejan en muchos aspectos. Ello quiere decir que, a pesar de la rigurosidad adoptada para la realización del trabajo experimental, partiendo de un estudio analítico sobre las diferentes variables que intervienen y la elección óptima de ellas, se deben tener en cuenta una serie de factores que hayan podido alterar los ensayos y por tanto la obtención de conclusiones. Un gran factor a tener en cuenta en este estudio como ya se ha comentado es la falta de información de la que se ha podido disponer con respecto a la realización del estudio experimental que represente un modelo de flameo de un perfil alar con un grado de libertad, siendo este el giro sobre un eje cerca del borde de ataque. Probablemente deben existir numerosos factores en el diseño del modelo que afecten al fenómeno que se quiere estudiar.

Como ya se ha establecido, este capítulo trata de validar los objetivos marcados al principio del proyecto. Este consistía en estudiar teóricamente y prácticamente el flameo de un perfil con un grado de libertad. Para ello se estudiaba el sistema analíticamente y se pasaba por una fase de prediseño

hasta conseguir llegar a un diseño final que poder fabricar y ensayar en el túnel de viento. Así, los objetivos a los que se aspiraban básicamente se resumían en obtener la velocidad crítica de flameo, en analizar los posibles desajustes entre la teoría y la realidad, así como estudiar qué factores resultan relevantes a la hora de diseñar el estudio experimental a partir de estudios similares así como del propio modelo de este proyecto.

Empezando por el primero de ellos, aunque teóricamente exista un resultado, experimentalmente se ha podido concluir que para el modelo diseñado no existe velocidad de flameo. Este hecho no se debe interpretar como un fracaso del estudio, más bien todo lo contrario. Ha resultado ser una forma de aprender e investigar sobre los posibles factores que puedan causar las diferencias entre la teoría y la realidad.

En estudios similares esto ya había ocurrido y no llegaron a ninguna hipótesis sobre posibles errores que se hubieran podido cometer. Sin embargo, en otro estudio para un caso en concreto sí flameó el perfil alar pero lamentablemente no se ha expuesto ninguna descripción sobre el modelo utilizado por lo que tampoco se pueden realizar demasiadas comparaciones con el modelo de este proyecto. Cabe destacar que en este experimento de Runyan [8] que además es el único que realiza unas curvas de velocidad de flameo tanto teóricas como experimentales, se puede deducir que el modelo necesita tener un valor de coeficiente másico bastante elevado y por tanto también lo debe ser la inercia. Este valor, para que los resultados experimentales y teóricos se asemejen, es aproximadamente de 6 a 7 veces mayor al coeficiente másico del modelo diseñado. Además, en los cálculos realizados Runyan tiene en cuenta el amortiguamiento (que es muy poco) y que en este proyecto no se ha tenido en cuenta. Por tanto se puede concluir que probablemente sea necesario introducir en el modelo real una inercia más elevada y ajustar los cálculos con un coeficiente de amortiguamiento.

Por otro lado, al observar que el perfil con la estructura inercial incorporada en el túnel de viento no flameaba junto al diseño realizado por Kiergan y Tomamichel [9], la siguiente conclusión a la que se llega del porqué no funciona el experimento es que cualquier estructura que no sea el perfil alar debe encontrarse fuera del túnel con el fin de evitar la influencia de esta estructura sobre la aerodinámica del ala.

Con respecto a la colocación del eje de giro, se puede decir que seguramente la ubicación de este se encuentre dentro del rango adecuado tal y como se ha mostrado en los estudios relacionados en el capítulo 3. *Diseño propuesto* así como en los estudios relacionados.

Con este estudio realizado, el siguiente objetivo debe ser el diseño de un nuevo modelo que sí consiga flamear y a la velocidad esperada. Para ello se debe utilizar un perfil aerodinámico más fino y con un mayor alargamiento alar, además de hacer una profunda investigación sobre la expresión del momento que sufre este sistema bajo cargas aerodinámicas ya que probablemente su valor sea menor al que se ha utilizado en los cálculos actuales.

En conclusión, se considera que este Trabajo Fin de Grado aunque de él no se hayan obtenido los resultados esperados, ha servido como una nueva aportación al estudio aeroelástico y el flameo de este tipo de sistemas, indicando posibles factores que se deban tener en cuenta y cómo mejorar el proyecto actual.

## Bibliografía

- [1] JAN R. WRIGHT., *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*. John Wiley and Sons, cop. 2007.
- [2] MARK DRELA., *Flight Vehicle Aerodynamics*.
- [3] D. H. HODGES AND G. ALVIN PIERCE., *Introduction to structural dynamics and aeroelasticity*. Cambridge University Press, 2002.
- [4] YUAN-CHENG FUNG., *An introduction to the theory of aeroelasticity*. Dover Publications, 2002.
- [5] RAYMOND L. BISPLINGHOFF., *Principles of aeroelasticity*.
- [6] JOHN DAVID ANDERSON., *Fundamentals of aerodynamics*. 3ed., McGraw-Hill.
- [7] COLAPSO DEL PUENTE DE TACOMA: <http://naukas.com/2012/03/26/la-resonancia-bien-entendida-el-puente-de-tacoma-narrows/>
- [8] HARRY L. RUNYAN., *Report 1089. Single-degree-of-freedom-flutter calculations for a wing in subsonic potential flow and comparison with an experiment*. Langley Aeronautical Laboratory, 1952.
- [9] N.B. KIERGAN, JR AND J. J. TOMAMICHEL., *Thesis: A study of flutter in one degree of freedom*. California Institute of Technology (Pasadena), 1942.
- [10] MARIO LÁZARO NAVARRO., *Apuntes de Aeroelasticidad*. UPV.
- [11] ALI VASALLO BELVER., *Tesis doctoral: Análisis de vibraciones aeroelásticas en estructuras esbeltas sometidas a cargas de viento*. Universidad de Valladolid.
- [12] JAVIER LARA LUQUE., *Proyecto Fin de Carrera: Análisis preliminar del comportamiento dinámico de un ala en régimen subsónico mediante la teoría elemental de vigas*. Universidad Carlos III de Madrid.