



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



TRABAJO DE FIN DE GRADO

**Modelos de orden reducido para la predicción
de coeficientes aerodinámicos de RPAS con
propulsión eléctrica distribuida e ingestión de
capa límite**

AUTOR

Luis Ricarte Chordá

TUTOR

Dr. Luis Miguel García-Cuevas González

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE VALENCIA
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA DEL DISEÑO
DEPARTAMENTO DE MÁQUINAS Y MOTORES TÉRMICOS

GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL
CURSO 2020-2021

Valencia, Julio de 2021

Per aspera ad astra

Agradecimientos

En primer lugar, quiero agradecer a mi tutor Luis Miguel García-Cuevas y colaborador Pau Varela por toda su atención, paciencia y dedicación para poder sacar adelante este trabajo.

A todos mis compañeros y amigos que he tenido la gran suerte de conocer durante estos cuatro años de carrera. A mis amigos de toda la vida que me han ayudado y apoyado durante la realización del trabajo.

Por último, quiero agradecer a mi familia, a mis padres, mis hermanos, mi abuelo y mi tía que me han apoyado en todo momento. Pero especialmente a Celia que ha estado siempre ahí por su paciencia y esfuerzo. Gracias a vosotros esto ha sido posible.

Resumen

La propulsión eléctrica distribuida (DEP) con ingestión de capa límite (BLI) es una solución tecnológica muy atractiva para reducir el consumo energético de las aeronaves del futuro, incluyendo los sistemas de pequeñas aeronaves pilotadas remotamente (RPAS). La fuerte interacción entre el comportamiento aerodinámico del ala y el de las hélices propulsivas cuando se implementa DEP y BLI en el ala de un RPAS complica el diseño y estudio de este. Este trabajo aplica métodos de reducción de orden de modelos a resultados computacionales para simplificar el problema y poder predecir coeficientes aerodinámicos en distintas condiciones de vuelo de un RPAS.

Palabras clave: RPAS; DEP; BLI; ROM; aeronave pilotada remotamente; propulsión eléctrica distribuida; ingestión de capa límite; modelos de orden reducido

Resum

La propulsió elèctrica distribuïda (DEP) amb ingestió de capa límit (BLI) és una solució tecnològica molt atractiva per a reduir el consum energètic de les aeronaus del futur, incloent els sistemes de xicotetes aeronaus pilotades remotament (RPAS). La forta interacció entre el comportament aerodinàmic de l'ala i el de les hèlices propulsives quan s'implementa DEP i BLI en l'ala d'un RPAS complica el disseny i estudi d'aquest. Aquest treball aplica mètodes de reducció d'ordre de models a resultats computacionals per a simplificar el problema i poder predir coeficients aerodinàmics en diferents condicions de vol d'un RPAS.

Paraules clau: RPAS; DEP; BLI; ROM; aeronau pilotada remotament; propulsió elèctrica distribuïda; ingestió de capa límit; models d'ordre reduït

Abstract

Distributed electric propulsion (DEP) with boundary layer ingestion (BLI) is a very attractive technological solution to reduce the energy consumption of future aircraft, including remotely piloted small aircraft systems (RPAS). The strong interaction between the aerodynamic behavior of the wing and that of the propulsive propellers when implementing DEP and BLI on the wing of an RPAS complicates the design and study of the RPAS. This work applies model order reduction methods to computational results to simplify the problem and to be able to predict aerodynamic coefficients in different flight conditions of an RPAS.

Keywords: RPAS; DEP; BLI; BLI; ROM; remotely piloted aircraft; distributed electric propulsion; boundary layer ingestion; reduced order modeling

Nomenclatura

BLI Boundary Layer Ingestion

BLI_{Asym} Asymmetric Boundary Layer Ingestion

BLI_{FA} Full Annular Boundary Layer Ingestion

C_f Coeficiente de fricción

CFD Computational Fluid Dynamics

C_p Coeficiente de presión

HE Hybrid-Electric

ICE Internal Combustion Engine

MTOW Maximum Take-Off Weight

POD Proper Orthogonal Decomposition

RPAS Remotely Piloted Aircraft System

TKE Total fluctuating Kinetic Energy

UAV Unmanned Aerial Vehicle

UCAV Unmanned Combat Aerial Vehicle

Índice general

| | |
|--|-----------|
| Agradecimientos | III |
| Nomenclatura | XI |
| Índice de figuras | XV |
| Índice de tablas | XIX |
| 1. Introducción y Objetivos | 1 |
| 1.1. Introducción | 1 |
| 1.2. Objetivos | 2 |
| 1.3. Antecedentes | 2 |
| 1.4. Estructura del trabajo | 3 |
| 2. Marco teórico | 5 |
| 2.1. Sistema aéreo tripulado por control remoto (RPAS) | 5 |
| 2.2. Propulsión eléctrica distribuida (DEP) | 7 |
| 2.3. Ingestión de capa límite (BLI) | 12 |
| 2.4. Descomposición ortogonal adecuada (POD) | 15 |
| 3. Modelo del estudio | 17 |
| 4. Metodología | 19 |
| 4.1. Modelo CFD | 19 |
| 4.2. POD | 22 |
| 5. Resultados | 25 |
| 5.1. Coeficiente de presión, C_p | 25 |
| 5.1.1. C_p extradós | 26 |
| 5.1.2. C_p intradós | 34 |
| 5.2. Coeficiente de fricción, C_f | 41 |
| 5.2.1. C_f extradós | 41 |
| 5.2.2. C_f intradós | 47 |
| 6. Conclusiones y futuros trabajos | 55 |

| | |
|---|-----------|
| 7. Presupuesto | 61 |
| 7.1. Presupuesto parcial | 61 |
| 7.1.1. Costes unitarios | 61 |
| 7.1.2. Gastos comunes | 62 |
| 7.1.3. Gastos según la fase del trabajo | 63 |
| 7.2. Presupuesto global | 64 |
| Bibliografía | 64 |

Índice de figuras

| | |
|---|----|
| 2.1. RadioPlane OQ-2 [19] | 5 |
| 2.2. Fuerzas que actúan en vuelo | 7 |
| 2.3. Esquema de un turborreactor | 8 |
| 2.4. Esquema de un turbofán | 8 |
| 2.5. Esquema de un turbohélice | 9 |
| 2.6. Diferentes configuraciones del proyecto ZEROe [9] | 10 |
| 2.7. 'Sprit of Innovation' avión eléctrico de Rolls Royce [10] | 10 |
| 2.8. NASA X-57 Maxwell [11] | 11 |
| 2.9. Perfil de velocidades y capa límite | 13 |
| 2.10. Evolución de la capa límite | 13 |
| 2.11. Ejemplos de los tipos de propulsores con BLI | 14 |
| 2.12. Integración BLI en un perfil alar | 15 |
| 3.1. UAV Penguin C | 18 |
| 4.1. Dominio computacional | 19 |
| 4.2. Sección del perfil alar con el disco actuador que simula la hélice | 20 |
| 4.3. Posiciones del disco actuador en el perfil | 20 |
| 4.4. Medidas principales del perfil | 21 |
| 5.1. Evolución del C_p extradós en función de α , con $h = 0\%$ y $Re = 300000$ | 26 |
| 5.2. Evolución del C_p extradós en función de h , con $\alpha = 2^\circ$ y $Re = 300000$ | 27 |
| 5.3. Representación del porcentaje de TKE de los 10 primeros modos del C_p extradós | 28 |
| 5.4. Distribución del C_p en el extradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 2 modos | 29 |
| 5.5. Representación de los 4 primeros modos espaciales para el C_p extradós | 30 |
| 5.8. Representación del coeficiente de configuración para el modo 1 del C_p extradós para todo el rango de α y h calculado | 30 |
| 5.6. Distribución del C_p en el extradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 3 modos | 31 |
| 5.9. Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 9^\circ$ y $h = 100\%$ | 31 |

| | |
|--|----|
| 5.7. Distribucion del C_p en el extradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 9 modos | 32 |
| 5.10. Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 1^\circ$ y $h = 0\%$ | 32 |
| 5.11. Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_p extradós | 33 |
| 5.12. Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y $h = 25\%$ | 34 |
| 5.13. Evolución del C_p intradós en función de α , con $h = 0\%$ y $Re = 300000$ | 34 |
| 5.14. Evolución del C_p intradós en función de h , con $\alpha = 2^\circ$ y $Re = 300000$ | 35 |
| 5.15. Representación del porcentaje de TKE de los 10 primeros modos del C_p intradós | 36 |
| 5.16. Distribucion del C_p en el intradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$. . . | 36 |
| 5.17. Distribucion del C_p en el intradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 3 modos | 37 |
| 5.18. Distribucion del C_p en el intradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 4 modos | 38 |
| 5.19. Representación de los 4 primeros modos espaciales para el C_p intradós | 38 |
| 5.20. Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 8^\circ$ y $h = 100\%$ | 39 |
| 5.21. Representación del coeficiente de configuración para el modo 1 del C_p intradós | 39 |
| 5.22. Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_p intradós | 40 |
| 5.23. Representación del coeficiente de configuración para el modo 3 del C_p intradós | 40 |
| 5.24. Evolución del C_f extradós en función de α , con $h = 0\%$ y $Re = 300000$ | 41 |
| 5.25. Evolución del C_f extradós en función de h , con $\alpha = 2^\circ$ y $Re = 300000$ | 42 |
| 5.26. Representación del porcentaje de TKE de los 10 primeros modos del C_f extradós | 43 |
| 5.27. Representación C_f extradós con los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y $h = 75\%$ | 43 |
| 5.28. Representación C_f extradós con los 5 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y $h = 75\%$ | 44 |
| 5.29. Representación C_f extradós con los 9 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y $h = 75\%$ | 44 |
| 5.30. Representación de los 4 primeros modos espaciales para el C_f extradós | 45 |
| 5.31. Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_f extradós | 45 |

| | |
|--|----|
| 5.32. Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del Cf extradós | 46 |
| 5.33. Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del Cf extradós | 46 |
| 5.34. Evolución del Cf extradós en función de α , con $h = 0\%$ y $Re = 300000$ | 47 |
| 5.35. Evolución del Cf intradós en función de h , con $\alpha = 2^o$ y $Re = 300000$ | 48 |
| 5.36. Representación del porcentaje de TKE de los 10 primeros modos del Cf intradós | 48 |
| 5.37. Distribucion del Cp en el intradós para $\alpha = 6^o$ y $h = 25\%$. . . | 49 |
| 5.38. Distribucion del Cp en el intradós para $\alpha = 6^o$ y $h = 25\%$, con 3 modos | 49 |
| 5.39. Distribucion del Cp en el intradós para $\alpha = 6^o$ y $h = 25\%$, con 4 modos | 50 |
| 5.40. Representación de los 4 primeros modos espaciales para el Cf intradós | 50 |
| 5.41. Representación de la combinación de los 4 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 6^o$ y $h = 25\%$ | 51 |
| 5.42. Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del Cf intradós | 51 |
| 5.43. Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 7^o$ y $h = 100\%$ | 52 |
| 5.44. Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 1^o$ y 2^o y $h = 0\%$ | 52 |
| 5.45. Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^o$ y 4^o y $h = 0\%$ | 53 |
| 5.46. Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del Cf intradós | 53 |
| 5.47. Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del Cf intradós | 54 |
| 5.48. Representación de la combinación de los 3 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 8^o$ y $h = 100\%$ | 54 |
| 6.1. Representación completa del Cp con los 4 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 2^o$ y $h = 25\%$ | 56 |
| 6.2. Representación completa del Cp con los 4 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 8^o$ y $h = 100\%$ | 57 |
| 6.3. Representación completa del Cf con los 4 primeros modos para el extradós y 2 para el intradós para el caso de $\alpha = 6^o$ y $h = 50\%$ | 58 |
| 6.4. Representación completa del Cf con los 4 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 6^o$ y $h = 50\%$ | 58 |

Índice de tablas

| | |
|--|----|
| 3.1. Parámetros geométricos | 18 |
| 7.1. Presupuesto de los materiales | 62 |
| 7.2. Presupuesto de la primera fase del trabajo | 62 |
| 7.3. Presupuesto de los materiales | 63 |
| 7.4. Presupuesto de la primera fase del trabajo | 63 |
| 7.5. Presupuesto de la segunda fase del trabajo | 63 |
| 7.6. Presupuesto de la de tercera fase del trabajo | 64 |
| 7.7. Presupuesto total del trabajo | 64 |

Capítulo 1

Introducción y Objetivos

1.1. Introducción

Es un hecho que, en los últimos años se ha producido un gran aumento en el uso de pequeñas aeronaves pilotadas remotamente (RPAS), y la tendencia creciente continua. Según un estudio realizado por la empresa consultora BCG [1], se estima que para el año 2050 la flota de drones industriales en Europa y Estados Unidos será de más de 1 millón de unidades, y generará alrededor de 50 billones de dólares.

Es por esto, por lo que también se ha producido un aumento en los estudios realizados con el objetivo de desarrollar nuevos métodos y configuraciones, para tratar de aumentar la eficiencia aerodinámica de estas aeronaves, y de esta manera reducir su consumo.

En el diseño de RAPS empleado para realizar el trabajo se introducen dos soluciones tecnológicas para reducir el consumo energético, que son, la propulsión eléctrica distribuida, -DEP por sus siglas en inglés *Distributed Electric Propulsion*-, y la ingestión de capa límite, -BLI por sus siglas en inglés *Boundary Layer Ingestion*-. Según un estudio realizado por Budziszewski et al.[2], determina que combinación de propulsión eléctrica e ingestión de capa límite requiere entre un 1% y un 4% menos de potencia propulsiva, que si no se introdujesen estas dos soluciones.

A pesar de la reducción en el requerimiento de potencia propulsiva, debido a la implementación de la distribución eléctrica distribuida junto con la ingestión de capa límite, se produce un aumento considerable en la complejidad a la hora de realizar estudios sobre la aeronave. Por lo que, para poder estudiar los diferentes parámetros, que se ven afectados por la implementación de estas soluciones tecnológicas, la opción más factible es la de tratar de reducir el orden del modelo eliminando el mínimo de información posible, es decir, emplear algún método de reducción de orden para tratar de disminuir la complejidad del sistema sin perder la información esencial, y que nos permita llegar a las conclusiones lo más cercanas posibles a la realidad.

Existen diferentes métodos de reducción de orden de modelos, pero para este trabajo se empleará la descomposición ortogonal adecuada (POD). La POD, es un método muy utilizado en el campo de la mecánica de fluidos. Consiste en descomponer el problema en una serie de funciones ortogonales, de manera que, cada una de estas funciones que, conforman la serie describe un porcentaje del modelo en orden decreciente, es decir, las primeras funciones describirán un porcentaje mayor del problema.

1.2. Objetivos

Los objetivos que se establecen a continuación se verán reflejados tanto en la sección de resultados, capítulo 5, así como en las conclusiones, capítulo 6.

El objetivo principal del trabajo es, tratar de determinar, para los coeficientes aerodinámicos que se van a estudiar, C_p y C_f , cuál sería el número mínimo de modos espaciales, en los que sea dividido nuestro fenómeno a través de la descomposición POD, con los que se pueda obtener una buena precisión de la representación de los coeficientes.

Algunos objetivos secundarios son, una vez se ha realizado la descomposición de los coeficientes aerodinámicos a través del método POD, por un lado, tratar de determinar cual es la información más importante que contiene cada modo espacial. Por otro lado, determinar la importancia de los modos espaciales según el valor de las variables que se haya establecido, estudiando las tendencias que pueda haber entre los coeficientes de configuración y las distintas configuraciones seleccionadas.

1.3. Antecedentes

Antes de comenzar con el desglose teórico y con metodología que se ha empleado a la hora de realizar el estudio, se ha de tener en cuenta que este trabajo es una pequeña parte de un proyecto común más grande. El modelo de RPAS, que se explicará más adelante, y sobre el que se ha realizado el trabajo, es un proyecto más grande, sobre el que se han hecho diferentes estudios, por ejemplo, sobre las actuaciones del perfil que se ha empleado [3], sobre la propulsión distribuida [4], o sobre la combinación de la DEP y BLI en un RPAS [5], y este es uno de ellos. Es por eso que, tanto el modelo como el estudio, la implementación de las soluciones tecnológicas DEP y BLI, como las simulaciones de este en CFD, forman parte de un proyecto mayor y no son el objeto de estudio de este, es decir, los datos obtenidos de las simulaciones del modelo en CFD ya se habían obtenido antes de comenzar este trabajo.

1.4. Estructura del trabajo

A grandes rasgos el trabajo podría dividirse en 3 partes diferentes:

En primer lugar, está la parte más teórica, que comprende los capítulos de, marco teórico, capítulo 2, donde se detallan cada una de las soluciones tecnológicas que se han empleado, DEP y BLI, así como el modelo POD, y modelo de estudio, capítulo 3, donde se explica en que consiste el modelo sobre el que se ha realizado el trabajo y como se han implementa cada una de las soluciones tecnológicas dentro de este.

En segundo lugar, la segunda parte contempla el capítulo 4 de metodología, donde se detalla toda la simulación CFD, que a pesar de que como ya se ha mencionado antes no forma estrictamente parte del trabajo práctico realizado en este estudio, es de vital importancia entender de donde se han obtenido los datos. En esta parte también se explica el proceso que se ha seguido para poder aplicar la descomposición POD a los datos obtenidos de las simulaciones.

Por último, esta tercera y última parte esta formada por los capítulos 5 y 6, resultados y conclusiones, donde se analizan todos los resultados obtenidos de la descomposición POD, se estudian y se trata de llegar a las conclusiones que satisfagan los objetivos marcados anteriormente.

Capítulo 2

Marco teórico

2.1. Sistema aéreo tripulado por control remoto (RPAS)

Durante los últimos años, se ha producido un incremento en el uso de las aeronaves no tripuladas, UAV, o drones como son denominados comúnmente. Se podría decir que, las primeras aeronaves no tripuladas, UAV, aparecieron en 1849, con los globos no tripulados repletos de bombas, enviados por el ejército Austriaco, para bombardear la ciudad de Venecia. Pero realmente no es hasta el año 1941 donde aparecen las primeras aeronaves no tripuladas que, se acercan más al concepto que se maneja en la actualidad, y que al principio fueron denominadas, UCAV, vehículo aéreo no tripulado para el combate. Uno de estos primeros UCAV, fue fabricado en las primeras etapas de la Segunda Guerra Mundial por el el ejército Estadounidense, era un avión no tripulado controlado por radio llamado, 'RadioPlane OQ-2' [18]. Como se puede ver en la figura 2.1 su geométrica es similar a lo que podríamos encontrar a día de hoy dentro de los RAPS.



Figura 2.1: RadioPlane OQ-2 [19]

Una versión derivada, el OQ-3, se convirtió en el blanco aéreo no tripulado más ampliamente usado por el servicio estadounidense.

Cuando este tipo de unidades destinadas al combate, que comúnmente se denominaban 'Killerbee', abeja asesina, en español, fue destinado a misiones de observación, paso a llamarse 'Drone', que en español se traduce como zángano [20].

Por un lado, la de nomenclatura, UAV, se empleó durante muchos años en el ámbito militar, aunque actualmente esta algo en desuso. Por otro lado, cuando hablamos del sistema completo, es decir, la aeronave, el enlace de comunicaciones y la estación de tierra, se denomina, sistema aéreo no tripulado, UAS. Dentro de la nomenclatura, dependiendo de si hay piloto remoto serían, aeronaves pilotadas remotamente, RPA. Y al referirse al sistema entero el RPA, se convierte en RPAS, sistema aéreo tripulado por control remoto. Esta última es el tipo de aeronave que se ha empleado para el trabajo [20].

Hasta ahora el uso de los 'Drones' en España ha estado regulado por el Real Decreto 1036/2017 publicado en el BOE (30 de Diciembre de 2017) [21]. Pero debido al aumento en la compra y uso de los drones, está prevista una actualización de la normativa para este año 2021, cuyo principal objetivo es homogeneizar el marco europeo en materia de licencias, normas y categorías operacionales. Es decir, elaborar una ley común para todos los pilotos de drones en Europa.

Para este trabajo, el RPAS que se ha seleccionado según la clasificación de los diferentes tipos de drones realizada por AESA, son los de clase C3 o C4. Estas clases comprenden aquellos drones con una masa máxima al despegue, MTOW, de hasta 25kg. Esto es debido a que, los requisitos necesarios para poder pilotar una aeronave que sobrepase este MTOW de 25kg, son más complejos. Ya que, por ejemplo, como se puede ver en el Artículo 28, Requisitos adicionales relativos a la organización del operador, del Real Decreto 1036/2017, para un RPAS con MTOW mayor de 25kg se requiere, tener una organización, técnica y operativa, y una dirección adecuadas para garantizar el cumplimiento y mantenimiento de los requisitos establecidos en el real decreto. Esta es una de las medidas que se pueden evitar si el RPAS tiene un MTOW de menos de 25kg. Es por esto, que la mayoría de UAV o RPAS de uso civil tienen un MTOW de hasta 25kg.

2.2. Propulsión eléctrica distribuida (DEP)

La planta propulsiva es una de las partes más importantes en las aeronaves, ya que en las aeronaves es la encargada de ejercer una de las cuatro fuerzas principales a las que está sometida una aeronave, el empuje, y es lo que hace posible el avance de esta.

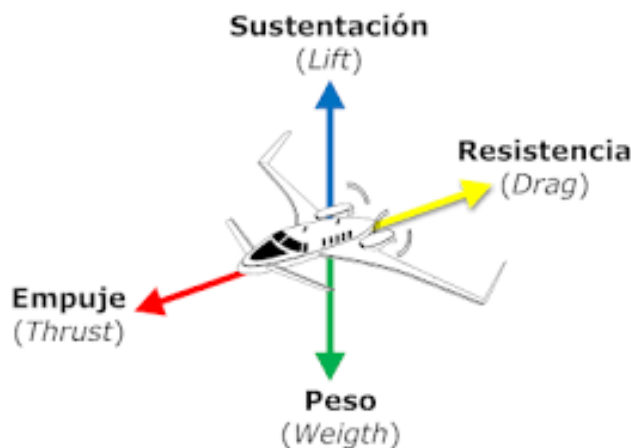


Figura 2.2: Fuerzas que actúan en vuelo

El tipo de planta propulsiva varía sobretodo, en función de la misión que vaya a realizar la aeronave y de su peso. Los propulsores más comunes en la aviación son aquellos que emplean aire para realizar la combustión, a los que se conoce como aerorreactores, y se pueden dividir en tres grupos diferentes:

a) Turborreactor: se podría decir que es el más simple de los aerorreactores. Consta principalmente de una entrada de aire, una zona de compresión, la cámara de combustión, la turbina y una tobera. El funcionamiento es el siguiente, el aire entra y pasa a la zona de compresores, donde se comprime para aumentar su temperatura, antes de pasar a la cámara de combustión donde se mezcla con el combustible y es expulsado a través de la turbina, cuya función es emplear la potencia de estos gases de salida para mover la zona de compresores, hasta la tobera que los expulsa a altas velocidades para producir el empuje necesario. El turborreactor se emplea principalmente en la aviación militar ya que se le puede incorporar una zona de postcombustión que otorga potencia extra.

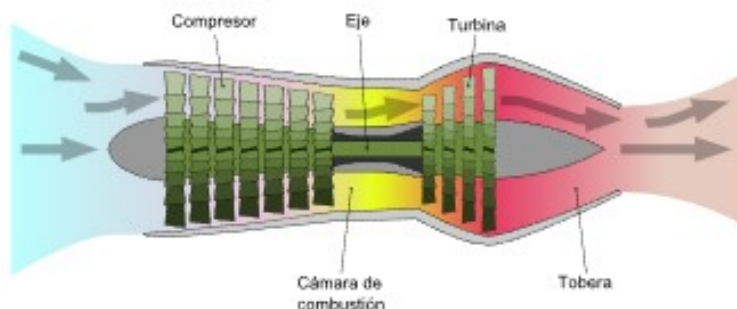


Figura 2.3: Esquema de un turborreactor

b) Turbofán: es una variante del turborreactor al que se le ha añadido en la parte de la entrada de aire un ventilador. La principal diferencia con los turborreactores es que al estar el fan encapsulado dentro del carenado del motor por lo que el aire que entre se divide en dos flujos diferentes. Un flujo principal, que es el que pasa por la zona de compresión, la cámara de combustión y la turbina, y un flujo secundario que para por el conducto concéntrico al núcleo. Los turbofanes tienen varias ventajas con respecto a los turborreactores: la huella de ruido es menor, y el consumo de combustible es menor por lo que son más económicos y producen menos contaminación ambiental. Por otro lado, a velocidades cercanas a la del sonido se reduce el empuje específico debido al flujo secundario, por eso es por lo que es el más utilizado por aviones comerciales que vuelan a velocidades de crucero alrededor de $M = 0.8$, donde aún no se ha reducido el empuje específico del turbofán.

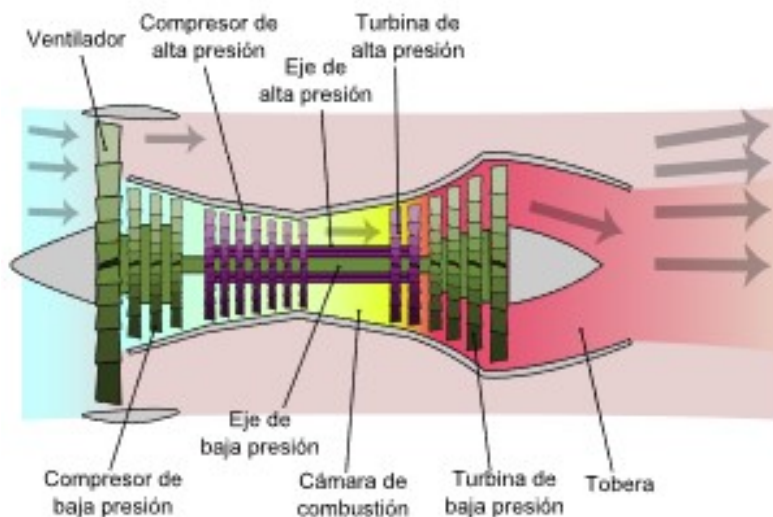


Figura 2.4: Esquema de un turbofán

c) Turbohélice: se trata de un turborreactor con una hélice incomparada, y que a diferencia del turbofán no está encapsulada dentro del carenado del motor. La principal diferencia con un turborreactor es que, los gases expulsados no contienen la suficiente energía para producir el empuje necesario. Por

lo que, los gases que salen de la cámara de combustión y pasan a través de la turbina que mueve un eje que propulsa la hélice, produciendo de esta manera empuje. Se estima que alrededor de un 90 % del empuje es producido por la hélice y un 10 % por los gases del escape. Las condiciones óptimas son velocidades que comprendan entre 450 y 650 km/h y una altitud de vuelo entre 5400 y 9000 m [6].

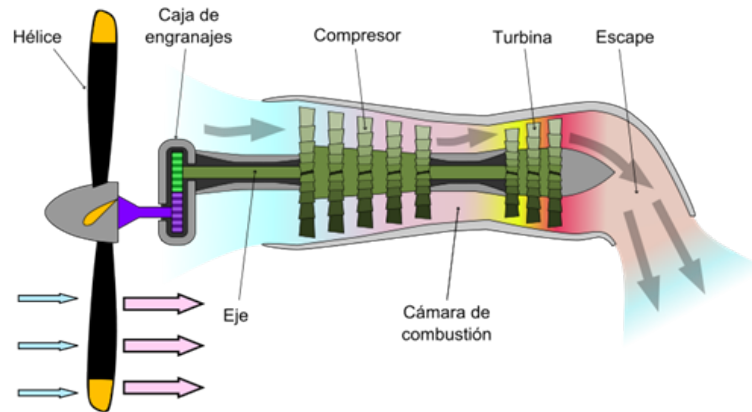


Figura 2.5: Esquema de un turbohélice

Durante estos últimos años, el incremento en la contaminación a causa de las emisiones de CO_2 por el consumo de combustible fósiles, se ha incrementado sobremedida. Según la Agencia Europea del Medio Ambiente [7], entre 1990 y 2017 el incremento de las emisiones de gases de efecto invernadero del sector de la aviación internacional es del 128.9%. Sin embargo, para 2050, la Unión Europea quiere que la industria reduzca las emisiones de CO_2 en 75%, los óxidos de nitrógeno en 90% y el ruido en 65% [8].

Por lo que, desde hace unos años, las grandes empresas están tratando de buscar soluciones para poder reducir las emisiones. A la cabeza se encuentra el proyecto ZEROe de Airbus [9], que tiene como objetivo el desarrollo del primer avión comercial con cero emisiones para el año 2035. El proyecto consta de tres configuraciones diferentes, una configuración bimotor convencional, un turbohélice y un 'blended wing body' con propulsión distribuida. Como se puede apreciar en la figura 2.6, todas propulsadas por combustión de hidrógeno a través de motores de turbina de gas modificados. El hidrógeno líquido se utiliza como combustible para la combustión con oxígeno.



Figura 2.6: Diferentes configuraciones del proyecto ZEROe [9]

Además, las celdas de combustible de hidrógeno crean energía eléctrica que complementa la turbina de gas, lo que da como resultado un sistema de propulsión híbrido-eléctrico altamente eficiente.

Otra gran iniciativa para la electrificación del sector aeroespacial es, la de la empresa de motores Rolls-Royce, que ha conseguido desarrollar el ‘Spirit of Innovation’, que pretende ser el avión eléctrico más rápido del mundo llegando a alcanzar la velocidad de 450 km/h. El desarrollo de este avión forma parte de un proyecto mayor denominado ACCEL, Aceleración de la Electrificación de los Vuelos, cuyo objetivo es, la electrificación de la aviación para el año 2050 [10].



Figura 2.7: ‘Spirit of Innovation’ avión eléctrico de Rolls Royce [10]

Dentro de estas nuevas soluciones tecnológicas, que tienen como fin último la eliminación total de las emisiones de gases de efecto invernadero, encontramos la propulsión eléctrica distribuida (DEP).

La DEP, es un sistema de propulsión eléctrica de vuelo motorizado en el que se dispone más de un motor a lo largo de la envergadura alar, como se puede apreciar en la Figura 2.8.



Figura 2.8: NASA X-57 Maxwell [11]

Actualmente, la tecnología de las baterías que eléctricas no está suficientemente desarrollada para poder propulsar aviones comerciales, ni realizar vuelos de largo alcance, por lo que, este sistema de propulsión eléctrica distribuida se está utilizando sobre todo en prototipos o aeronaves pequeñas como los RAPS.

Las ventajas que ofrece la propulsión eléctrica son numerosas, en primer lugar, a diferencia de los motores de combustión interna, los motores eléctricos no necesitan aire para funcionar, lo que significa que pueden mantener toda su capacidad y potencia incluso a altitudes elevadas donde el aire es más tenue. En segundo lugar, los motores eléctricos pueden montarse con mayor libertad en el fuselaje a diferencia de los motores de combustión que tiene una serie de limitaciones debido a las necesidades de refrigeración, tomas de aire, suministro de combustible y salida de gases de escape [12].

Por otro lado, además de proporcionar propulsión, los dispositivos de propulsión distribuida pueden proporcionar las siguientes ventajas [13]:

- Reenergización directa de la capa límite. La integración de los propulsores con la superficie alar nos permite reenergizar la capa límite para poder retrasar el desprendimiento de la capa límite y de esta manera mejorar la eficiencia aerodinámica de la aeronave.
- Control motorizado de elevación, como en el caso del prototipo Greased Lightning GL-10, de la NASA, en el que gracias a la implementación de la propulsión distribuida se puede implementar el sistema de VTOL en la aeronave.

- Reducción de ruido. El hecho de distribuir la potencia propulsiva a lo largo de toda la envergadura alar, permite reducir la huella de ruido que dejan los motores, reducen por tanto la contaminación acústica, a parte de la contaminación ambiental.
- Control de la vorticidad. La propulsión distribuida permite controlar la vorticidad, reduciendo el flujo turbulento en la zona del borde de fuga del perfil, reenergizando el flujo y retrasando la entrada en flujo turbulento.
- Control del vehículo. La propulsión distribuida se puede emplear como sistema de control de la aeronave y de esta manera reducir el tamaño de los sistemas convencionales de control.
- Redundancia propulsiva. Al dividir toda la potencia propulsiva en pequeños propulsores distribuidos a lo largo de la envergadura del ala permite en caso de fallo de alguno de los propulsores, reajustar la potencia que ofrece cada uno de ellos para suplir este fallo, de forma más eficiente que si solo se tuviesen 2 propulsores.

2.3. Ingestión de capa límite (BLI)

Como se ha comentado en el apartado 2.2, una de las ventajas de la propulsión distribuida, es la reenergización directa de la capa límite, es decir, si la distribución de los motores eléctricos a lo largo de la envergadura alar se realiza en el borde de salida, se puede aprovechar la ingestión de capa límite por parte de los motores.

La ingestión de la capa límite para aplicaciones aeronáuticas fue propuesta por primera vez por Apollo Smith y Howard Roberts en un artículo de 1947, que estudió el uso de tomas de chorro incrustadas en la capa límite como un medio para mantener el flujo laminar y reducir la resistencia de la aeronave [14]. La BLI, tiene como objetivo principal recuperar la energía perdida por las fuerzas viscosas que producen la pérdida de energía del sistema y por lo tanto incrementar la eficiencia del sistema de propulsión [15].

Por un lado, cuando un fluido se mueve libremente la velocidad en todos los puntos es la misma, pero cuando este flujo se ve perturbado por la inversión de algún objeto en él, la velocidad del fluido, en nuestro caso el aire, se ve afecta y aparece el fenómeno de la capa límite. Por otro lado, el aire al entrar en contacto con el objeto genera fuerzas de rozamiento, debidas en parte a la viscosidad del aire y a la rugosidad de la superficie, esto provoca que la velocidad del aire sobre el objeto sea nula y se va incrementando hasta que a una cierta distancia del objeto la velocidad es la misma que la del flujo libre,

esto provoca lo que se conoce como perfil de velocidades.

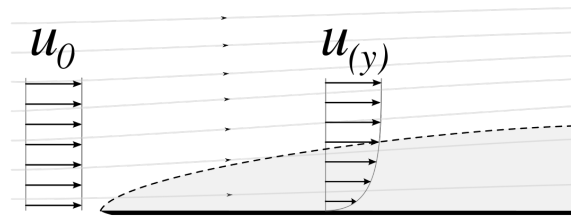


Figura 2.9: Perfil de velocidades y capa límite

Como se puede apreciar en la figura 2.9, la capa límite, que es la zona gris, es donde el movimiento del aire se ve perturbado por el objeto. También se puede apreciar como la capa límite es la zona que se extiende a lo largo del perfil de velocidades, en concreto hasta que se alcanza el 99 % de la velocidad de la corriente no perturbada. La capa límite puede ser laminar o turbulenta. La capa límite laminar presenta un flujo ordenado provocando una menor fricción y resistencia entre el aire y el objeto. Sin embargo, la capa límite turbulenta presenta un comportamiento totalmente aleatorio y caótico, debido a la aparición de vórtices que van disipando la energía e incrementando la fricción, hasta llegar al punto en el que la capa límite se desprende del objeto, lo que provocará un incremento en la resistencia aerodinámica [16]

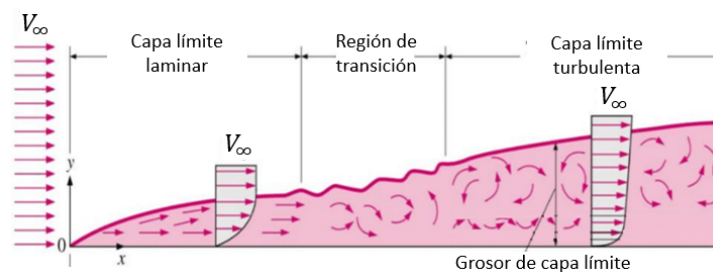


Figura 2.10: Evolución de la capa límite

La idea básica que emplea el método de la ingestión de capa límite, es utilizar un flujo de entrada con la velocidad más baja posible, para la generación de empuje y de esta manera, minimizar la potencia de propulsión requerida para el empuje necesario [2]. Ya que según el estudio realizado por Rodríguez et al. [17], los aeromotores, que funcionan por ingestión de aire, primero reducen la velocidad del flujo hasta una velocidad menor a la del flujo libre para tratar de mantener la eficiencia propulsiva lo más baja posible y así reducir el consumo de combustible.

El motor al ingerir la capa límite lo que provoca es la reacceleración del flujo sobre el perfil y la reducción de la formación de la estela, lo que lleva a una

reducción de la energía que se necesita a portar a los motores, que por consiguiente reduce la resistencia aerodinámica y aumenta la eficiencia propulsiva.

Los propulsores empleados para la ingestión de la capa límite se puede dividir en dos categorías según Budziszewski et al. [2]: BLI anular completo (BLI_{FA}) y BLI asimétrico (BLI_{Asym}). Un ejemplo del primero, es un propulsor ubicado en la parte trasera de una aeronave convencional que succiona la capa límite, que se desarrolla a lo largo del fuselaje, como se ve en la figura 2.11a. Por lo tanto, solo hay ligeras desviaciones en las condiciones de flujo de entrada en dirección circunferencial en un punto de operación constante que permite el diseño dirigido de un ventilador eficiente. El BLI asimétrico, que es el que se ha seleccionado para el estudio, se puede encontrar en un propulsor integrado, por ejemplo, en la parte superior de un diseño de aeronave con cuerpo de ala combinada de la figura 2.11b. Se enfrenta a una situación más compleja y desafiante situación de flujo de entrada asimétrico debido a la capa límite en la parte inferior del propulsor. Este sector distorsionado conduce a una reducción en la eficiencia del ventilador y, por lo tanto, a un potencial de ahorro de energía reducido.



(a) Aeronave con BLI anular completo (b) Aeronave con BLI asimétrico

Figura 2.11: Ejemplos de los tipos de propulsores con BLI

Por último, como ya se ha mencionado anteriormente, para el modelo empleado para la realización de este trabajo el sistema de propulsión para la ingestión de capa límite, que se ha implementado es, el simétrico, por lo que se ha de tener en cuenta la integración del sistema de propulsivo en la envergadura alar de la aeronave, para poder aumentar los beneficios aportados por la ingestión de capa límite. Esta integración, que se muestra en la figura 2.12, entre la planta propulsiva distribuida situada en el borde de fuga y el ala, es importante sobretodo y como ya se verá más adelante, de cara a los estudio del modelo realizados mediante CFD.

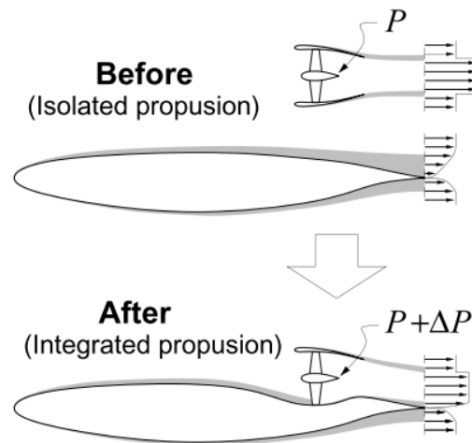


Figura 2.12: Integración BLI en un perfil alar

2.4. Descomposición ortogonal adecuada (POD)

Dentro del campo de la ingeniería, siempre se ha tratado de buscar métodos simplificados que nos permitan resolver sistemas complejos de una manera más sencillas, realizando una serie de simplificaciones, reduciendo el orden o el número de variables, y que los resultados obtenidos no difieran de los reales. Es por eso, que prácticamente en todas las materias podemos encontrar diferentes métodos que nos permiten resolver sistemas complejos obteniendo resultados muy cercanos a los reales.

La descomposición ortogonal adecuada (POD), es uno de estos modelos de orden reducido que, proporciona una base para la descomposición modal de un conjunto de funciones, como por ejemplo, los datos obtenidos en un experimento como es el caso.

El POD fue introducido en el contexto de turbulencia por Lumley. En otras disciplinas, el mismo procedimiento se conoce con los nombres: descomposición de Karhunen-Loève, análisis de componentes principales, análisis de sistemas singulares y descomposición de valores singulares. Las funciones de base que produce se denominan de diversas formas: funciones propias empíricas, funciones de base empírica y funciones ortogonales empíricas. Según Yaglom (ver), el POD fue introducido de forma independiente por numerosas personas en diferentes momentos, incluidos Kosambi, Loève, Karhunen, Pougachev y Obukhov. Lorenz, cuyo nombre ya conocimos en otro contexto, sugirió su uso en la predicción meteorológica. El procedimiento se ha utilizado en varias disciplinas distintas de la mecánica de fluidos, que incluyen variables aleatorias, procesamiento de imágenes, análisis de señales, compresión de datos, identificación y control de procesos en ingeniería química y oceanografía [22].

En la mayor parte de estas aplicaciones, el POD se utiliza para analizar

datos experimentales con el fin de extraer características y tendencias dominantes: estructuras coherentes.

Sus propiedades sugieren que es la base preferida para usar en diversas aplicaciones, sobretodo en aquellas relacionadas con la mecánica de fluidos. El método POD se denomina de esta manera por lo siguiente, la P viene de 'proper' y porque este método proporciona la forma más eficiente de capturar los componentes dominantes de un proceso de dimensión infinita con solo un número finito de "modos", y a menudo sorprendentemente pocos. La O es de 'orthonormal' viene del hecho de que los modos son ortogonales entre si, esto quiere decir que son perpendiculares entre si y que por lo tanto su producto vectorial es 0, por lo que deben cumplir que:

$$\iiint_x \Phi_{k1}(x)\Phi_{k2}(x)dx = \begin{cases} 1 & \text{si } k1 = k2 \\ 0 & \text{si } k1 \neq k2 \end{cases} \quad (2.1)$$

Esto es muy útil ya, que si descompusiésemos un vector espacial cualquiera, $u(x, c)$, mediante el método POD, lo que obtendríamos sería una serie de funciones espaciales deterministas $\Phi_k(x)$, moduladas por una serie de coeficientes aleatorios, en este caso de configuración, $a_k(c)$. Por lo que tendríamos que, el fenómeno sobre el que aplicamos el POD puede descomponerse en sumatorio de multiplicaciones de cada uno de los modos por su coeficiente correspondiente:

$$u(x, c) = \sum_{k=1}^{\infty} a_k(c)\Phi_k(x) \quad (2.2)$$

Es decir, como se puede ver en la ecuación 4.1, lo que se obtiene es que el vector espacial se ha descompuesto en una serie de modos espaciales, $\Phi_k(x)$, ordenamos de manera ascendente, en función del porcentaje de importancia a la hora de explicar el fenómeno que se está estudiando y que normalmente viene dado por el porcentaje de la energía cinética total fluctuante, -TKE por sus siglas en inglés, *Total fluctuating Kinetic Energy*- siendo los primero modos lo que explican un mayor porcentaje del fenómeno, es decir, los que tiene un mayor porcentaje de TKE. Estos modos vienen modulados por una serie de coeficientes de configuración, $a_k(c)$.

El hecho de que los modos sean ortonormales lo que determina es que, cada coeficiente de configuración $a_k(c)$ depende de un solo modo espacial $\Phi_k(x)$ [26].

Es por esto por lo que, la descomposición POD suele ser la más utilizada en el campo de la mecánica de fluidos, y en concreto a la hora de estudiar el fenómeno de la turbulencia, ya que nos permite reducir el orden de estos problemas pudiendo determinar los modos que más aportan a las variables que se deseen estudiar. Por lo que, a la hora de realizar este trabajo, se seleccionó el POD como método de descomposición para la obtención de un modelo de orden reducido.

Capítulo 3

Modelo del estudio

Después de haber introducido todo el marco teórico que rodea al modelo que se ha empleado para realizar el trabajo, en este capítulo se tratará de ilustrar cual ha sido la configuración y el modelo final del RPAS sobre el cual, se ha realizado el estudio.

En primer lugar, la aeronave empleada es un RPAS con una MTOW fija de 25kg, ya que es un tipo de aeronave cuyo uso ha aumentado considerablemente durante estos años debido a que como se ha comentado previamente en la sección 2.1 para este tipo de drones el proceso para la obtención de permisos y licencias es menos complejo y con menos requerimientos.

En segundo lugar, centrándose en la parte de la propulsión, la configuración de propulsores que se ha empleado, teniendo en cuenta que se han implementado dos soluciones tecnológicas como son la DEP y BLI, y atendiendo a la información aportada en trabajos previos que se han realizado sobre el modelo y fijándose en la configuración optimizada se ha decidido disponer 13 motores eléctricos con BLI asimétrica, figura 2.11b, en el borde de fuga de la superficie alar.

Esta planta propulsiva cuenta con una particularidad que no se ha comentado anteriormente, y es que, lo que se ha empleado en este caso no es una planta motor completamente eléctrica, sino híbrida. Es decir, los propulsores están compuestos por un ICE, motor de combustión interna, cuya función es hacer funcionar un generador eléctrico que dará la energía necesaria a los propulsores eléctricos. Esta configuración se conoce como hibridación o HE, híbrido-eléctrico. Esto lo que nos permite es combinar la potencia, el alcance y la autonomía que nos permite llegar a alcanzar un ICE, con la reducción en el uso de combustibles fósiles y las emisiones de CO_2 , de la DEP.

La hélice que se ha seleccionado para los propulsores es la hélice de doble pala DA4052 diseñada por UIUC [23].

En cuanto a la configuración del fuselaje y a los parámetros geométricos,

es muy similar a la empleada en el UAV Penguin C, figura 3.1, pero teniendo en cuenta las soluciones tecnológicas que se han incluido, DEP y BLI.



Figura 3.1: UAV Penguin C

El perfil alar que se ha empleado es el SD7003, se ha seleccionado este perfil alar entre otras cosas, debido a su baja resistencia parásita a medios y bajos números de Reynolds, entre $5 \cdot 10^4$ y $2 \cdot 10^5$, que es por donde se mueve nuestro RPAS. También se ha tenido en cuenta, que el SD7003 es un perfil diseñado para aviones de aeromodelismo, por lo tanto es el perfil idóneo para el caso ya que se está trabajando con un RPAS. Tiene la peculiaridad de que, al tratarse de un perfil con un espesor relativo del 8,5% y una localización del punto de máximo espesor a 24,4% de la cuerda, la burbuja de recirculación formada es corta y delgada para todos los valores de ángulo de ataque para los que está diseñada, evitando que la burbuja estalle antes de tiempo. Esto se debe a que el gradiente de presiones adverso no es demasiado pronunciado, por lo que la transición de la capa desprendida a régimen turbulento es posible [24]. La cuerda del ala es 200mm y es constante a lo largo de toda la envergadura del ala. El radio de la hélice es de 1143.3 mm. Los datos exactos de los parámetros geométricos, que quedan resumidos en la siguiente tabla:

| Parámetros Geométricos | |
|------------------------|-------------------|
| Superficie alar | 0.4m ² |
| Envergadura alar | 2m |
| Radio hélice | 11.433m |
| Cuerda alar | 0.2m |

Tabla 3.1: Parámetros geométricos

Por último, cabe destacar que una vez se ha realizado una descripción del RPAS completo, la parte que de interés y sobre la que se han realizado los cálculos es la superficie alar.

Capítulo 4

Metodología

4.1. Modelo CFD

Para realizar los cálculos de los coeficientes aerodinámicos sobre la superficie alar del modelo, se ha empleado una herramienta de software, CFD, mecánica de fluidos computacional, para poder realizar diferentes estudios sin necesidad de disponer del RPAS, físicamente. La herramienta CFD que se ha empleado es el Star CCM+, y a continuación se detallará el proceso que se ha seguido para poder obtener los datos del C_p y C_f del perfil del RPAS.

El estudio CFD se ha realizado únicamente sobre una sección del ala, con un disco actuador que simula la hélice de uno de los propulsores. Todo esto se ha contenido dentro de un dominio en forma de herradura, como se puede observar en la figura 4.1, el dominio se extiende aguas arriba unas 20 cuerdas, aguas abajo unas 120 cuerdas. Sobre estas fronteras se han establecido las condiciones de flujo libre y sobre la superficie del perfil se aplican las condición de no deslizamiento. Se ha realizado sobre el dominio un análisis de dependencia para verificar que la variación de los coeficientes aerodinámicos es inferior al 1%, de esta manera se concluye que el dominio no interferirá en la solución obtenida.

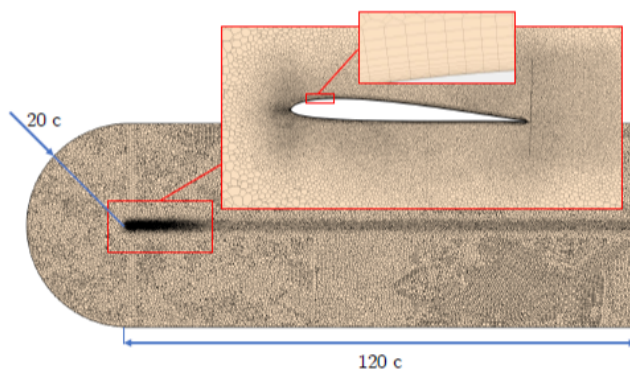


Figura 4.1: Dominio computacional

Para poder introducir las soluciones tecnológicas que se han aplicado, DEP y BLI, sobre el perfil, se ha simulado la hélice del propulsor con la teoría del momento del elemento de pala, BEMT, quedando como se puede ver la en la figura 4.2.

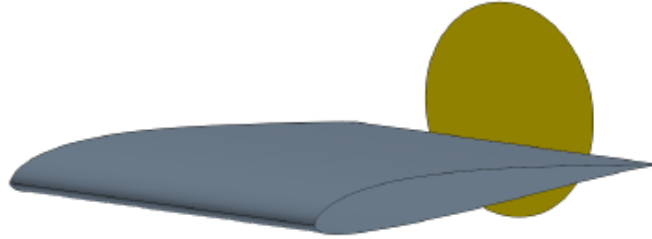


Figura 4.2: Sección del perfil alar con el disco actuador que simula la hélice

Una de las de las variables que se tendrán en cuenta a la hora de determina los coeficientes aerodinámico es la posición vertical del disco actuador, ya que se utilizan diferentes posiciones verticales en el cálculo. Esta posición viene dada por la distancia relativa entre el borde de fuga y el centro de la hélice. La posición inferior corresponde al 0 %, donde el la hélice está centrada en el borde de fuga, y la posición más alta al 100 %, donde la hélice está completamente sobre el borde de fuga, se pueden ver estas posiciones en la figura 4.3. Para el C_f y C_p , como se verá más adelante, se tomaran 5 posiciones diferentes 0 %, 25 %, 50 %, 75 % y 100 %.

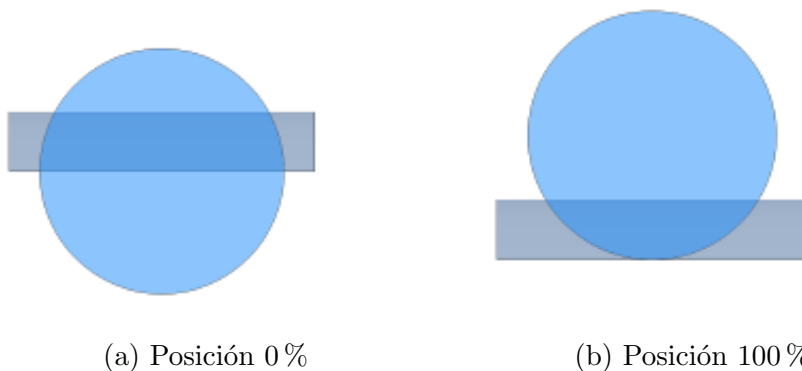


Figura 4.3: Posiciones del disco actuador en el perfil

Un parámetro importante del diseño entre el perfil y el disco actuador, es el ángulo de calado, este ángulo ayuda a que cuando el ala está en ángulo de crucero el disco actuador tenga una mejor incidencia del flujo. El ángulo de calado es relativo al ángulo de ataque de forma que a 3° de ángulo de ataque el ángulo de calado será 1.5° , como es el caso que se ve en la figura 4.4.

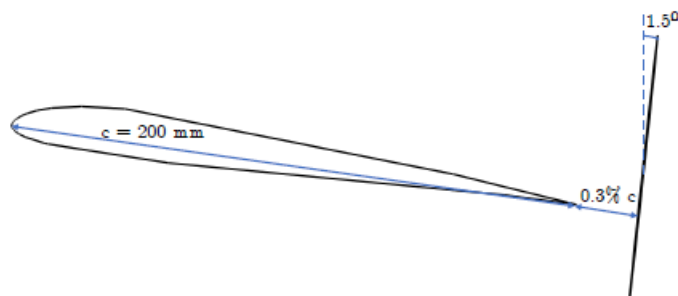


Figura 4.4: Medidas principales del perfil

Como en el modelo se implementa la DEP, se debe realizar los cálculos con el perfil y el disco actuador pero se ha de establecer un espacio de longitud constante entre el cuerpo del perfil y el disco actuador igual al 0.3% de la cuerda del perfil, como se puede observar en la figura 4.4. Esto es debido a que, cuando la estela del perfil aerodinámico se mueve aguas abajo del perfil, se disipa debido a los esfuerzos viscosos, lo que provoca una pérdida de energía de la estela por lo que se necesitaría más energía para poder mover la hélice del motor que ingiere la capa límite. Por tanto, para poder aumentar la eficiencia propulsiva, la ingestión de la capa límite ha de producirse antes de que la estela se disipe y pierda la energía, es por eso por lo que se debe dejar un espacio entre el perfil y el disco actuador.

Para la simulación CFD, se empleará el software Star CCM+, con un volumen finito, en estado estable y con la aproximación del RANS, promedio de las ecuaciones de Navier-Stokes, que se resuelven de forma acoplada para tener mayor estabilidad y convergencia. Todos los casos son estacionarios. Para resolver los efectos del tensor de Reynolds se ha empleado el modelo de turbulencia de Spalart-Allmaras. Se toma la condición de incompresibilidad, ya que el número de Mach no excede el 0.3. La malla que se ha empleado para todo el dominio excepto en el contorno del perfil, es poliédrica. En el contorno del perfil la malla es prismática con la distribución de crecimiento geométrica con 14 capas y un espesor total de 3mm. Las diferentes partes del mallado se pueden observar en la figura 4.1.

Para poder simular la hélice por medio de un disco actuador se ha empleado, la teoría del elemento de pala (BEMT), donde la hélice se divide en diferentes secciones a lo largo de todo el radio de la pala, lo que da como resultado alas bidimensionales que deben caracterizarse aerodinámicamente para el modelo. Debido a las pérdidas en la punta de pala por el comportamiento tridimensional se ha de aplicar un factor de corrección de pérdida de punta de pala que se fija como constante con valor 0 en el intervalo relativo de 0.97. El hecho de simplificar la geometría de la hélice a un disco actuador y resolverla mediante el BEMT presenta ciertos problemas potenciales que podrían llegar a influir en los resultados. La precisión de este enfoque se reduce a medida que las secciones de la hélice funcionan en condiciones de parada o transónicas.

Además, el comportamiento detallado del flujo alrededor de las secciones de las palas de la hélice no se puede simular con este método, por lo que solo son válidos los resultados aguas arriba y aguas abajo del disco del actuador: en el propio disco del actuador, todos los efectos se colapsan en una superficie de espesor cero [25].

4.2. POD

Después de realizar las simulaciones sobre el modelo descrito en el capítulo 3, se extraen los datos del C_p y C_f en forma de tabla de datos de Excel y se introducen en el software MATLAB donde mediante unos algoritmos, se aplicará la POD a estos datos y se analizarán los resultados obtenidos.

A continuación, se describirá el proceso que se ha seguido para poder aplicar la POD, con la ayuda del software, MATLAB, a los datos del C_p y C_f obtenidos de las simulaciones realizadas en con el programa STAR CCM+. Para una mayor simplicidad y comprensión, y dado que el proceso es exactamente el mismo con cualquiera de los coeficientes aerodinámicos, la explicación que se va a realizar será del C_p , del extradós del perfil, pero el proceso es el mismo par el intradós y para el C_f en el estrados e intradós.

Lo primero que se necesita para poder realizar una descomposición POD, es una serie de datos. En este caso, los datos que se tienen y que se obtuvieron de las simulaciones de CFD, son los del C_p extradós. Para este caso el C_p dependerá principalmente de tres variables que serán. La primera, el ángulo de ataque, que tendrá un rango de valores que irá desde 1° hasta los 9° , siempre aumentando la unidad, es decir, según el ángulo de ataque aplicado podemos obtener 9 distribuciones diferentes del C_p a lo largo del extradós del perfil. La segunda, y que ya se comento con anterioridad en la sección 4.1, es la posición vertical relativa entre disco actuador y el centro del perfil, que a partir de ahora denominaremos como altura h , y que puede tomar los siguientes valores: 0 %, 25 %, 50 %, 75 % y 100 %. Cuanto mayor es el porcentaje más elevado esta el disco actuador. Por lo tanto según la posición vertical relativa entre disco actuador y el centro del perfil, podemos obtener 5 distribuciones diferentes del C_p a lo largo del extradós del perfil. La tercera y última variable será, x , que representa el punto del perfil donde se estudia el valor del C_p , en este caso se han cogido 300 puntos, es decir la distribución del C_p constara de 300 puntos que serán los mismos para todas y cada una de las distribuciones. Estos puntos pertenecen al corte del perfil con un plano medio que divide al disco por la mitad. Si combinamos todas las variables de modo que, $C_p(x,\alpha,h)$, tendremos 45 distribuciones distintas del C_p a lo largo del extradós del perfil formadas por los valores del C_p obtenidos en cada uno de los 300 puntos. Por lo que, el rango de la matriz de datos sobre la que vamos a trabajar, y que contiene cada una de las diferentes distribuciones del C_p , será de 45×300 .

Una vez se ha obtenido la matriz de datos, lo que se quiere obtener aplicando la descomposición POD es lo siguiente:

$$Cp(x, \alpha, h) = \sum_{k=1}^{\infty} a_k(\alpha, h) \Phi_k(x) \quad (4.1)$$

Es decir, lo que se quiere es descomponer el Cp , en un sumatorio de una serie de modos, $\Phi_k(x)$, que depende únicamente del punto del perfil donde se este estudiando el Cp , modulados por una serie de coeficientes, $a_k(\alpha, h)$, que dependerán de la configuración que hayamos establecido, un determinado ángulo de ataque y una determinada altura h . Por esto los denominaremos coeficientes de configuración, $a_k(c)$, ya que dependerán de las 45 posibles configuraciones que tenemos combinando α y h .

Para poder llegar a esto, lo que se hizo fue aplicar, utilizando MATLAB como la herramienta de cálculo principal, el algoritmo que viene descrito por Weiss et al. [26], y que consiste, primero y a partir de la matriz inicial de datos, a la que llamaremos U , con dimensiones 45x300, calcular su matriz de covarianza, C .

$$C = \frac{1}{m-1} U^T U \quad (4.2)$$

Siendo, m , 5 que son posibles posiciones h , para cada α . La matriz de covarianza tendrá por tanto una dimensión de 300x300, ya que es el número máximo de puntos seleccionados en este caso.

Una vez se ha obtenido la matriz de covarianza, C , se resuelve el problema de valores propios y vectores propios de la matriz C , que en MATLAB se resuelve fácilmente con el comando `[PHI LAM] = eig(C)` y los ordenamos desde el que tiene mayor valor al de menos valor, obteniendo así para este caso 300 valores propios, $\lambda_1, \dots, \lambda_{300}$, y una serie de 300 vectores propios dispuestos en una matriz Φ_k , de rango 300x300, de manera que los 300 vectores propios, que son cada una de las columnas de la matriz Φ_k , son también los modos propios ortogonales de nuestra matriz de datos inicial, U . Estos modos están ordenados de manera que a medida que aumentamos el modo, la TKE del Cp , que se recoge en este modo disminuye, por lo que los primero modos son los más importantes, ya que contienen mayor TKE.

Obtenidos ya los modos, para poder completar la descomposición, hace falta obtener los coeficientes de configuración, $a_k(c)$, que modelaran estos modos, en función del caso que queramos representar. Para ello simplemente se ha de tener en cuenta que $A = U\Phi$. Esto es que la matriz A , cuyas columnas son cada uno de los coeficientes de configuración de los modos, se puede obtener multiplicando la matriz de datos iniciales, U , por la matriz Φ , de los modos.

Ya obtenidas las dos matrices, A y Φ , y fijándonos en la expresión anterior, se puede observar que U puede, como ya se había establecido, expresarse como la suma de los 300 modos espaciales, $U = A\Phi^{-1} = A\Phi^T$.

De esta manera, se obtiene la descomposición deseada, de manera que se tiene una matriz, Φ , que contiene todos los modos espaciales ordenados de menor a mayor en función de la TKE del C_p , donde la TKE lo que representa es el porcentaje relativo al total de los valores propios, del valor propio de un determinado modo. De manera que, si los valores propios clasifican la correlación con respecto a la varianza de los datos, cuando se consideran las medidas del coeficiente aerodinámico es lo mismo que decir que clasifican la correlación respecto a la energía cinética de las fluctuaciones del coeficiente aerodinámico, TKE. Que para un modo, j , en particular se calcula de la siguiente manera:

$$TKE_j = \frac{\lambda_j}{100 \sum_{j=1}^{300} \lambda_j} \quad (4.3)$$

Se obtiene también, una matriz A que contiene los coeficientes de configuración. Por lo que, si se desea obtener el C_p , para una configuración determinada, simplemente tendremos que multiplicar la columna de A , correspondiente a la configuración seleccionada y al primer modo, por la columna de Φ que se corresponde con el primer modo, y realizar lo mismo con el resto de modos e ir sumándolos, como se puede ver a continuación:

$$\begin{pmatrix} u_{11} & \cdots & u_{1m} \\ u_{21} & \cdots & u_{2m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ u_{n1} & \cdots & u_{nm} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} \\ a_{21} \\ \vdots \\ a_{n1} \end{pmatrix} (\Phi_{11} \quad \cdots \quad \Phi_{m1}) + \cdots + \begin{pmatrix} a_{1m} \\ a_{2m} \\ \vdots \\ a_{nm} \end{pmatrix} (\Phi_{1m} \quad \cdots \quad \Phi_{mm}) \quad (4.4)$$

Siendo $m = 300$ y $n = 45$, para este caso en concreto.

Capítulo 5

Resultados

Después de la explicación del proceso que se ha seguido, en este apartado se mostraran y se analizarán los resultados que se obtuvieron.

5.1. Coeficiente de presión, C_p

El coeficiente de presión es un número adimensional que describe la presión relativa a través de un campo de flujo en dinámica de fluidos. Cualquier punto inmerso en el flujo de un fluido tiene su propio y único coeficiente de presión [27]. El conocimiento de la distribución de presiones, a través del coeficiente de presión, es de vital importancia si se pretenden determinar las fuerzas aerodinámicas en un perfil, ya que mediante el cálculo de las distribuciones de presión a lo largo del perfil, es posible determinar las fuerzas resultantes, de sustentación y resistencias aerodinámica.

Cualquier distribución de un coeficiente aerodinámico sobre un perfil puede dividirse en función de la parte del perfil, en el extradós, la parte superior del perfil, o en el intradós, la parte inferior del perfil. En nuestro caso, y como se verá más adelante la parte del extradós es la más interesante ya que la influencia de la DEP es mayor que en la parte superior del perfil.

5.1.1. C_p extradós

En primer lugar, se estudiará como varía la distribución del C_p , para los que se han empleado los datos originales, es decir, los datos previos a la descomposición POD, a lo largo del extradós en función de las variables, α y la distancia h .

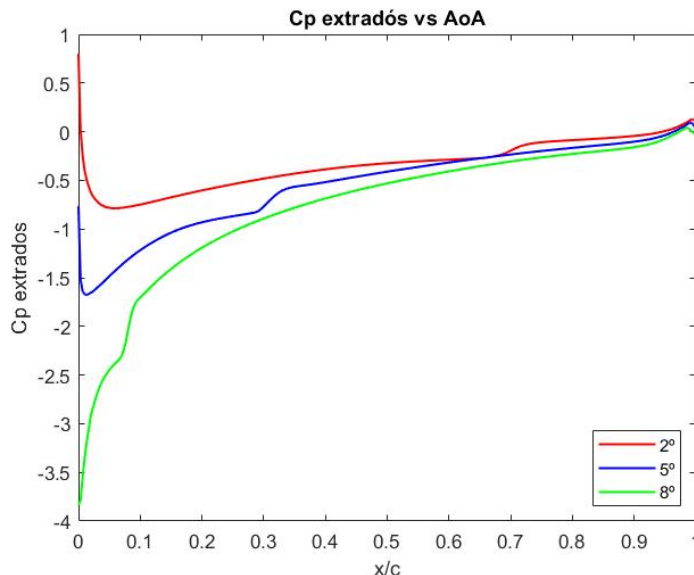


Figura 5.1: Evolución del C_p extradós en función de α , con $h = 0\%$ y $Re = 300000$

En la figura 5.1 se puede observar como varía la distribución del C_p en el extradós a medida que se aumenta el ángulo de ataque, para una altura relativa del disco actuador fija en 0% y tres ángulos de ataque diferentes.

Primero, en el borde de ataque se produce una depresión, que tiene una tendencia creciente con el ángulo de ataque. Esta succión de borde de ataque contribuye positivamente en la sustentación. A partir del pico de succión, la corriente en el extradós se encuentra con un gradiente adverso de presiones, la presión aumenta aguas abajo y el flujo se decelera. Otro fenómeno importante a tener en cuenta es la burbuja de recirculación, que como se puede observar en la figura 5.1, se va desplazando hacia el borde de ataque a medida que aumentamos el valor de α . Para $\alpha = 2^\circ$, la burbuja de recirculación está al 70% de la cuerda del perfil aproximadamente y en el caso de $\alpha = 8^\circ$ está en el 10% . Este desplazamiento lo que provoca es que la burbuja cambie la circulación del flujo alrededor del perfil y, que para un ángulo de ataque fijo el flujo perciba un ángulo de ataque mayor provocando un aumento en el C_l y C_d . Por último, se observa que el ángulo de ataque no afecta prácticamente al flujo en el borde de fuga.

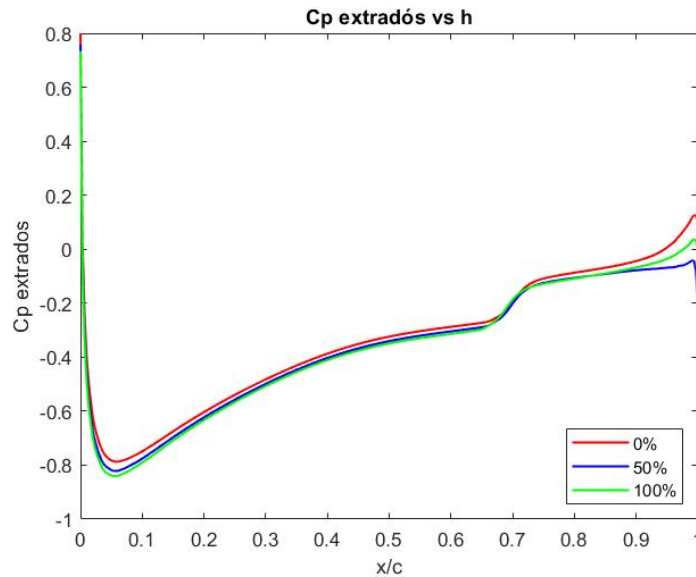


Figura 5.2: Evolución del C_p extrados en función de h , con $\alpha = 2^\circ$ y $Re = 300000$

En la figura 5.2 se observa como varía la distribución del C_p en el extrados a medida que se aumenta altura relativa del disco actuador, h , para un ángulo de ataque fijo en 2° .

A diferencia de lo que ocurre con el ángulo de ataque, la variable, h , influye de una menor manera en la distribución del C_p . Como se ve en la figura 5.2 si se aumenta la altura h , el pico de succión en el borde de ataque aumenta ligeramente, en el caso en el que el disco está a una altura relativa del 100 % la succión es mayor que en el resto de casos. En cuanto a la burbuja de recirculación, la influencia de esta variable es muchísimo menor que la del ángulo de ataque, aun así el hecho de aumentar h provoca un pequeño desplazamiento de la burbuja hacia el borde de ataque. Pero sin duda lo más interesante se encuentra en el borde de fuga del perfil. En teoría, el hecho de posicionar el disco más alto, lo que provoca es que se retrase el desprendimiento del flujo, pero lo que se ve en la figura 5.2 no es eso, sino que el flujo cuando retrasa más su desprendimiento es en la configuración de $h = 50\%$. En las simulaciones se tiene únicamente una hélice y una porción de ala correspondiente. A través de los resultados de esta simulación, se estima la resistencia total de la aeronave. Por otra parte se supone que los motores están equiespaciados y trabajan en el mismo punto, generando el mismo empuje. Las revoluciones de la hélice en la simulación se ajustan mediante un PID a cada iteración, de forma que el empuje total sea el mismo que la resistencia total. Entre posiciones, la circulación cambia alrededor del perfil, por lo que cambian los parámetros aerodinámicos asociados, así que la hélice está girando a una velocidad ligeramente distinta para cada posición, cambiando así el punto de operación de la hélice, ya que la velocidad del flujo es constante. Esto se traduce en que para distintas posiciones, el rendimiento propulsivo de la hélice varía un poco y parte del efecto de

la estela no es el que se espera por este motivo. Este efecto tiene mucha más influencia a bajas velocidades, como es el caso.

A continuación, después de haber analizado como afectan cada una de las variables a la distribución del C_p , se tratará de determinar cuántos modos serían necesarios como mínimo para una representación del C_p con la menor información posible de forma que esta información llegue al menos a un 99 % de TKE, estudiando la influencia de cada modo espacial.

En primer lugar, como ya se ha mencionado en el apartado 2.4, los modos espaciales están ordenado de mayor porcentaje de TKE a menor, por lo que se sabe, que los primeros modos serán los más representativos.

En la figura 5.3 se puede observar el porcentaje de TKE que recogen los 10 primeros modos para el C_p en el extradós. El porcentaje, como se verá más adelante, es diferente según el coeficiente aerodinámico que se estudia, pero los modos siempre están ordenados de mayor a menor en cuanto al porcentaje de TKE. Como era de prever, la energía del primer modo es la más elevada con un valor alrededor de 96.8 %, le sigue el modo dos con un valor mucho menor de 2.8 % y el resto de modos en principio aportan poca información.

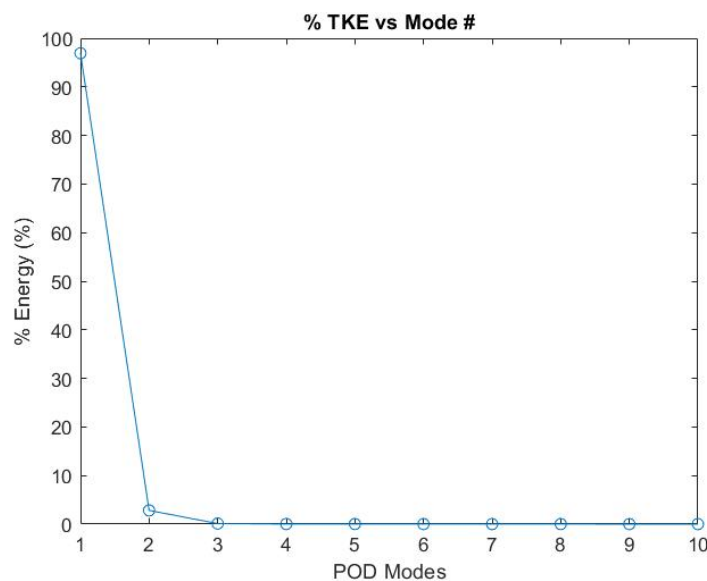


Figura 5.3: Representación del porcentaje de TKE de los 10 primeros modos del C_p extradós

Por tanto, según la figura 5.3 se deduce que en principio se podría describir la distribución del C_p en el extradós, de un manera bastante acertada ton solo empleando los dos primeros modos espaciales.

Pero, si se observa con detalle la figura 5.4, en la que se representa la distribución del C_p en el extradós, para el caso de $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, se

puede apreciar como, a pesar de que, hasta más o menos un 50 % de la cuerda con los dos primeros modos se describe perfectamente el C_p en el extradós, a partir de este punto es donde comienzan las discrepancias, ya que parece que ninguno de los dos primeros modos contempla de manera completa la burbuja de recirculación, ni el desprendimiento del flujo en el borde de fuga del perfil.

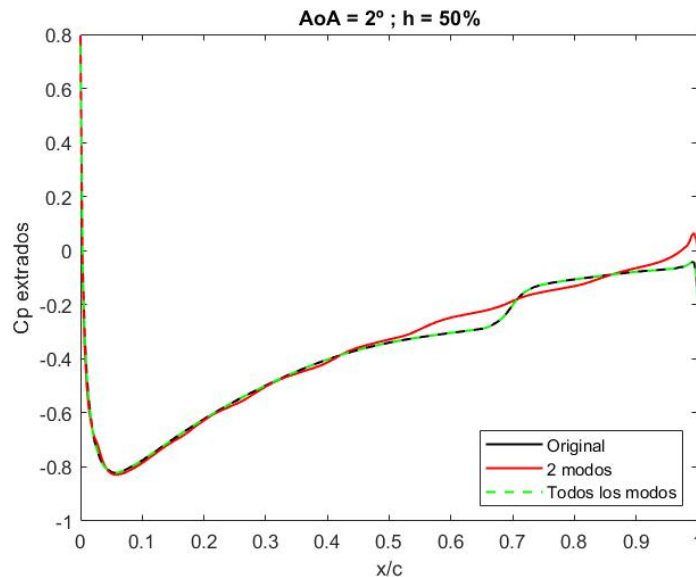


Figura 5.4: Distribución del C_p en el extradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 2 modos

Al no emplear todos los modos para la representación hay información de la distribución del C_p que se pierde, es por eso que, es conveniente estudiar, qué es lo que representan los modos más influyentes, los primeros, del C_p , para determinar cuantos modos se deberían emplear para obtener el mayor porcentaje de TKE con el menor número de modos posibles.

En la figura 5.5, se ven los 4 primeros modos espaciales representados. El primer y el segundo modo son los que tienen una forma más homogénea. Se puede apreciar como el segundo modo, parece describir la succión en el borde de ataque por lo que, el coeficiente de configuración para el modo dos debería tener un valor elevado para las configuraciones con ángulos de ataque altos. También se ve como el modo tres parece tener cierta influencia en el borde de fuga. Esto puede comprobarse en la figura 5.6, que se ve como a diferencia de lo que ocurre en la figura 5.4, en este caso, con 3 modos el borde de fuga queda prácticamente definido. Se puede ver que tanto el borde de ataque como el de fuga, son representados por un modo en concreto, pero la burbuja de recirculación al ser un fenómeno no lineal y los modos funciones lineales solo puede representarse con la suma de varios modos. El número de modos exactos con los que puede quedar definida la burbuja de recirculación es difícil de determinar pero se puede ver en la figura 5.7 que empleando los nueve primeros modos aun no queda perfectamente definida.

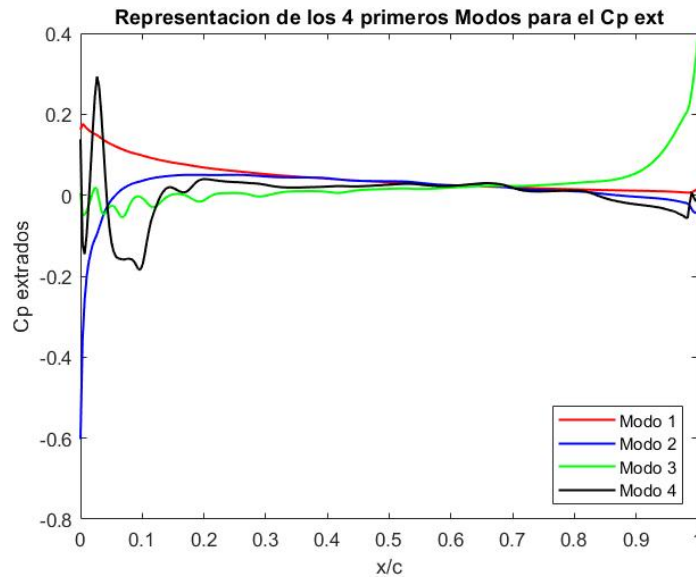


Figura 5.5: Representación de los 4 primeros modos espaciales para el C_p extradós

Por último, una vez se han analizado los modos espaciales y se ha tratado de terminar que es lo que define cada uno de ellos, se va a tratar de determinar cual es la importancia de cada uno de los modos en las diferentes configuraciones y para ello se analizarán los coeficientes de configuración para los 4 primeros modos y se tratará de determinar y confirmar si existe alguna tendencia de estos coeficientes en función de las variables, ángulo de ataque y distancia h .

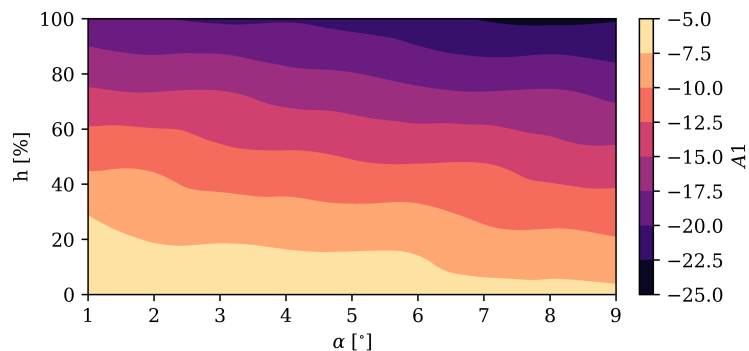


Figura 5.8: Representación del coeficiente de configuración para el modo 1 del C_p extradós para todo el rango de α y h calculado

En primer lugar, en la figura 5.8, se ha representado en un mapa de color el coeficiente de configuración del primer modo espacial, A_1 . Se puede observar como la influencia del primer modo depende sobre todo de la posición h , y en segundo orden del ángulo de ataque, es por ello que, si se fija un α , A_1 cambia mucho dependiendo de la posición de la hélice. Al revés ocurrirá lo mismo, si

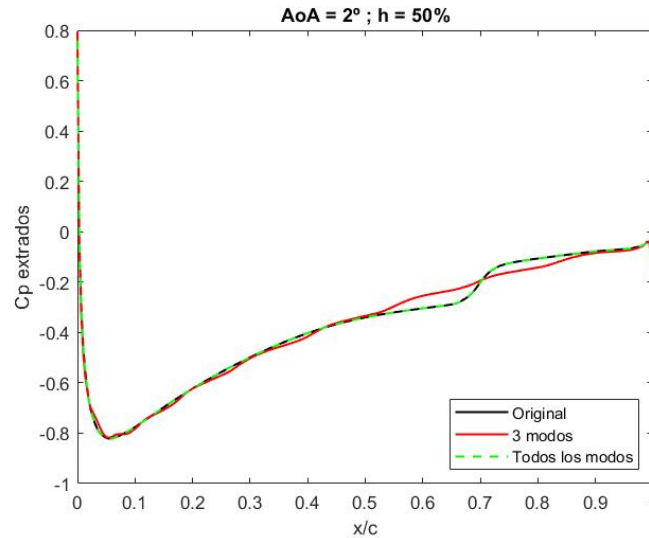


Figura 5.6: Distribución del C_p en el extradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 3 modos

se fija la posición del disco actuador sobre el perfil, el primer modo varía, pero muy poco con el ángulo de ataque, alcanzado valores mayores con alto ángulo de ataque.

En la figura 5.9, se ve como para el caso de $\alpha = 9^\circ$ y $h = 100\%$, que en la figura 5.8 se encuentra en la zona más oscura, arriba a la derecha, con solo el primer modo la representación ya se acerca bastante a la distribución con todos los modos y con los dos primeros modos la representación es muy precisa, si se compara con el caso opuesto, figura 5.10 donde se ve que para ángulo de ataque y posición bajos, el primer modo reconstruye menos señal.

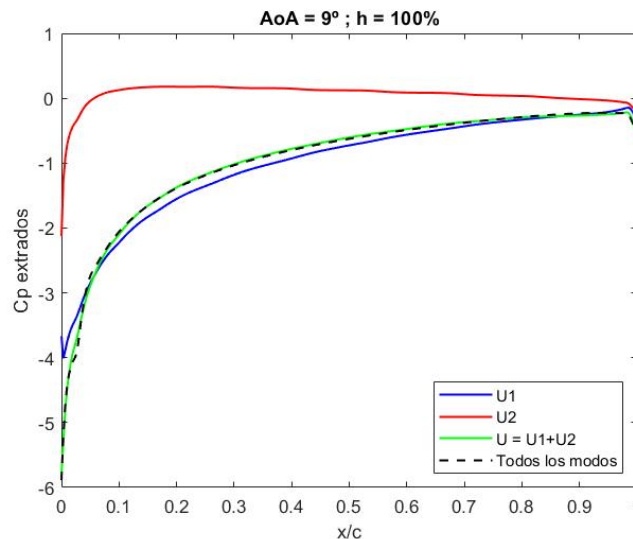


Figura 5.9: Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 9^\circ$ y $h = 100\%$

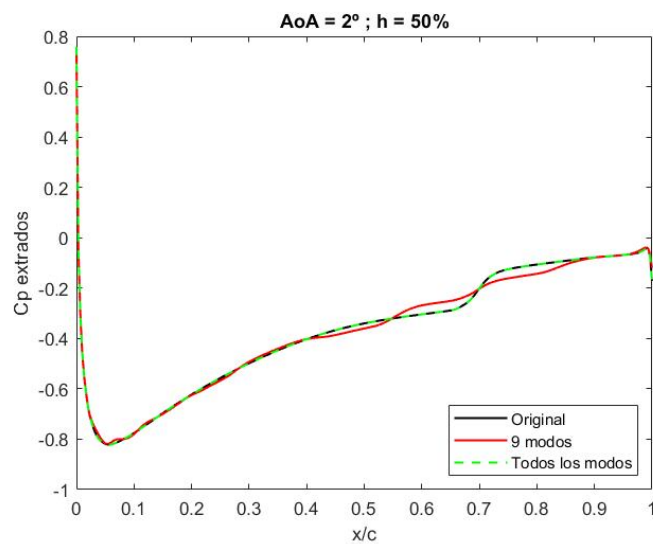


Figura 5.7: Distribución del C_p en el extrados para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 9 modos

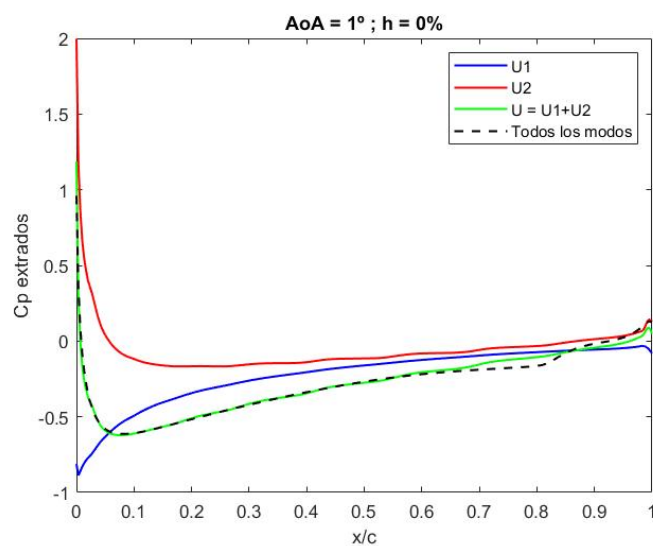


Figura 5.10: Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 1^\circ$ y $h = 0\%$

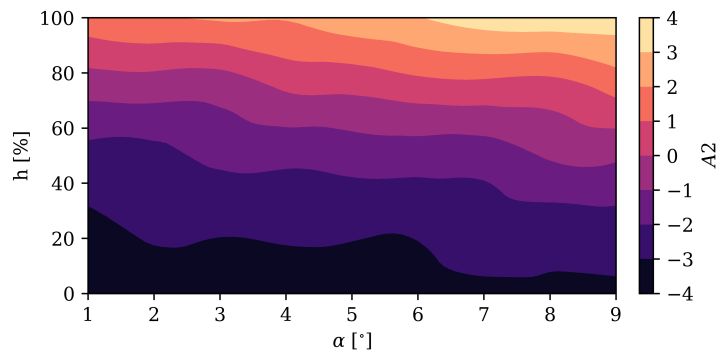


Figura 5.11: Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del Cp extradós

En segundo lugar, para el coeficiente de configuración para el modo 2, aunque el mapa de colores puede parecer similar al de A1, existen muchas diferencias. Primero, se puede observar que la importancia de A2, es menor que la de A1, ya que el máximo valor, en valor absoluto, es 4, que comparado con el máximo de A1, 25, es bajo. Segundo, para este coeficiente existen una serie de configuraciones para las que A2 toma el valor 0, por lo que, en estos casos el modo 2 no tendría ningún tipo de relevancia en la representación de la distribución del Cp en el extradós. Tercero, se puede ver en la figura 5.11 como, el modo 2 tiene una mayor importancia en las configuraciones donde la distancia h es menor del 30% aproximadamente. Esto se observa de una manera evidente en la figura 5.12, donde se ve como para una distancia h pequeña, el modo 2 tiene una forma mucho más similar a la representación completa, siendo su importancia para esta configuración mayor que la del modo 1. También tendrá importancia, pero menor que el modo 1, en las configuraciones donde la distancia h sea alta y el ángulo de ataque esté entre 7° y 9° . Por último, se observa una similitud con el coeficiente de configuración del modo 1 y es que al parecer A2 también varía su valor en un mayor medida en función de la distancia h que del ángulo de ataque, por lo que el modo 2 también tiene cierta importancia la hora de explicar la posición del disco actuador.

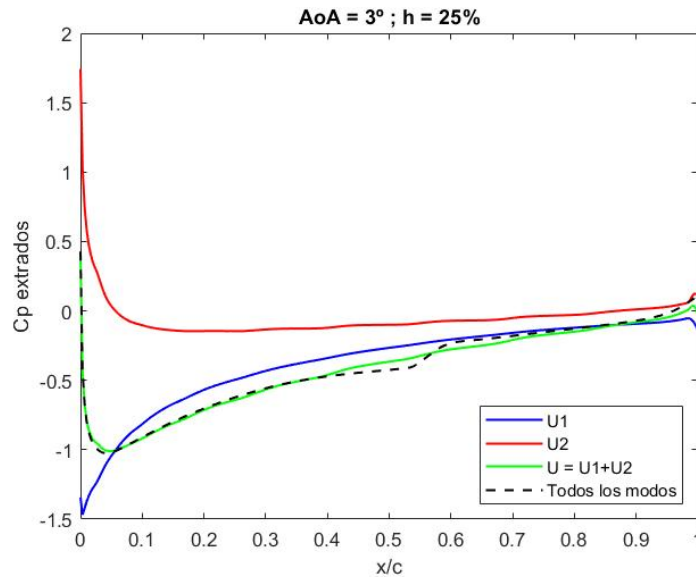


Figura 5.12: Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y $h = 25\%$

5.1.2. C_p intradós

En este caso, como en la sección 5.1.1, lo primero que se ha hecho es analizar la influencia de las dos variables, α y h , en la distribución con todos los modos del C_p sobre el intradós del perfil.

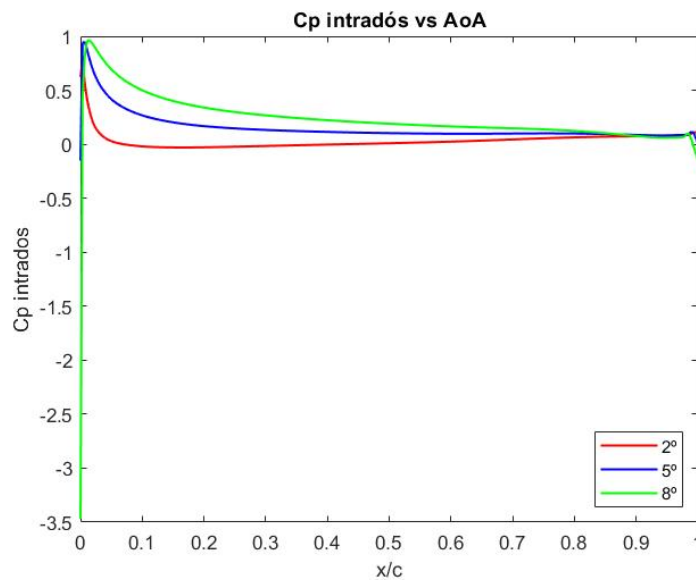


Figura 5.13: Evolución del C_p intradós en función de α , con $h = 0\%$ y $Re = 300000$

En la figura 5.13, se puede ver como en el borde de ataque se encuentra el

punto de máxima presión o punto de remanso, que aumenta en concordancia con el ángulo de ataque, en esta zona la velocidad del aire es muy baja. A pesar de que, la contribución de esta sobrepresión en el intradós contribuye a la sustentación en general, la contribución de la succión en el extradós en la sustentación, es mayor. Otra cosa que se observa es, que a medida que aumentamos el ángulo de ataque la caída del C_p desde el punto de remanso tiene una menor pendiente, es decir se produce de una forma más suave. Como ocurría en el caso en el extradós, α parece no tener influencia en el borde de fuga.

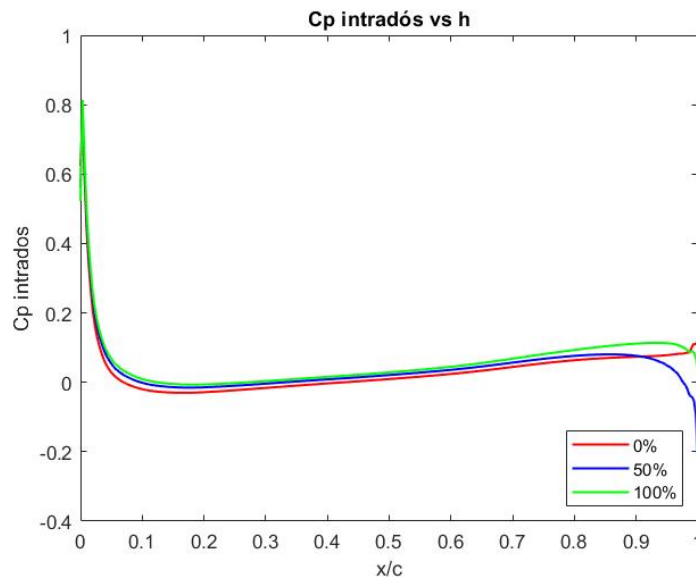


Figura 5.14: Evolución del C_p intradós en función de h , con $\alpha = 2^\circ$ y $Re = 300000$

En este caso de la variable h , como en el caso de extradós, donde realmente tiene influencia es en el borde de fuga. Se puede ver en la figura 5.15 como se confirma lo que se ha comentado antes sobre como debido a como se ha hecho la simulación, para bajas velocidades de manera algo anti intuitiva el flujo se desprende más tarde si el valor de h se encuentra cerca del 50%.

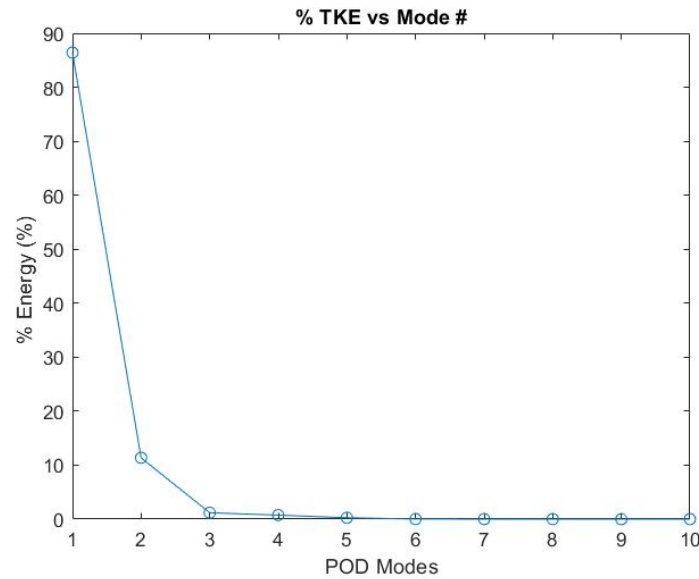


Figura 5.15: Representación del porcentaje de TKE de los 10 primeros modos del C_p intradós

En lo referente al porcentaje de TKE que recoge cada modo, este caso es diferente al del extradós, tan solo hay que fijarse en la figura 5.15. Evidentemente, la TKE desciende a medida que aumentan los modos, pero en este caso, el porcentaje del primer modo es menor, con un valor algo inferior al 90%, y el resto de los modos aumenta el porcentaje. Por lo que, aunque parezca que con 2 o 3 modos se puede representar perfectamente el C_p en el intradós debido a que es un fenómeno más o menos lineal, en el que no aparece ninguna burbuja de recirculación, como se ve más adelante no es el caso.

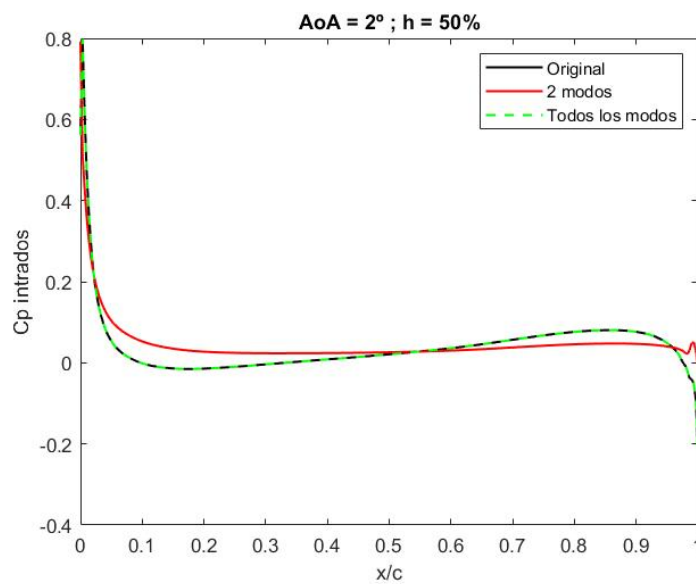


Figura 5.16: Distribución del C_p en el intradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$

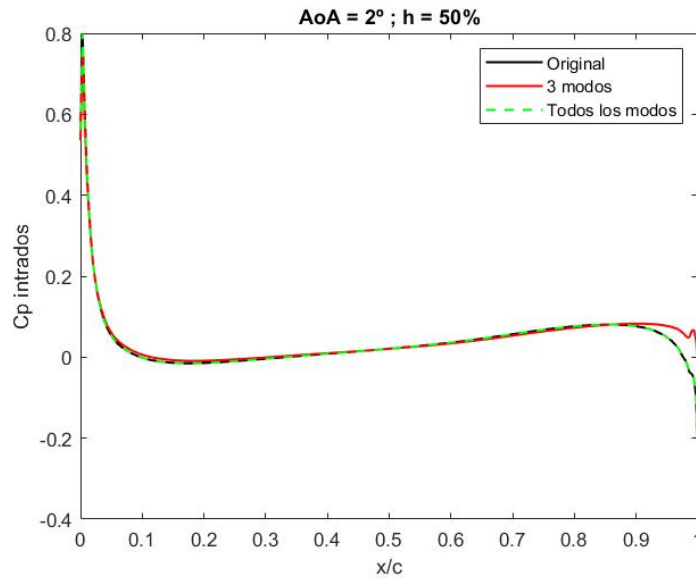


Figura 5.17: Distribución del C_p en el intradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 3 modos

Esto se puede comprobar fácilmente observando la figura 5.16, donde se ve que dos modos son escasos para poder representar la distribución del C_p en el intradós, para el mismo caso del extradós, $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$. Si empleamos un número mayor de modos, por ejemplo los 3 primeros modos espaciales, figura 5.17, se ve como en este caso ya se acerca más a la representación completa con todos los modos, pero seguimos teniendo una discrepancia en el borde de fuga. Por eso, se ha representado también esta misma distribución pero con los 4 primeros modos, figura 5.15, y aquí, sí que tenemos una representación que es casi idéntica a la original. La conclusión que podemos sacar y que se comprobará a continuación es que el cuarto modo es el que tiene mayor influencia en el borde de fuga y el tercer modo influye en la pendiente de la distribución ya que con dos modos está es horizontal entre el 20% y el 80% de la cuerda y en cambio con tres modos ya tiene la pendiente correcta.

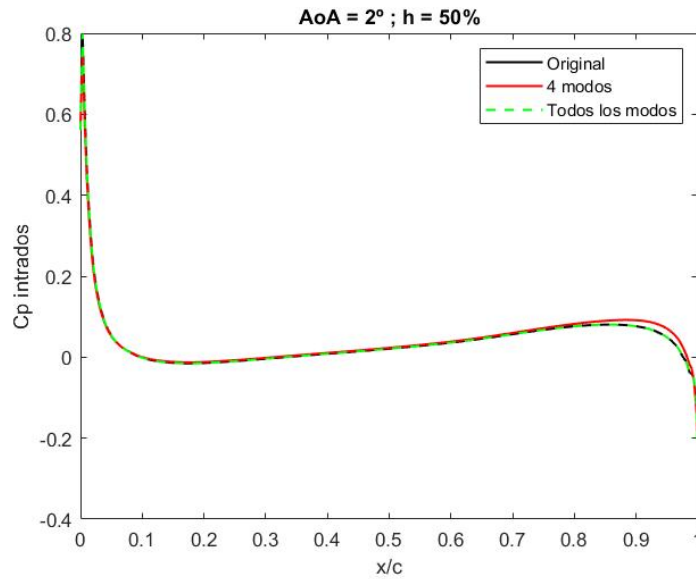


Figura 5.18: Distribucion del C_p en el intradós para $\alpha = 2^\circ$ y $h = 50\%$, con 4 modos

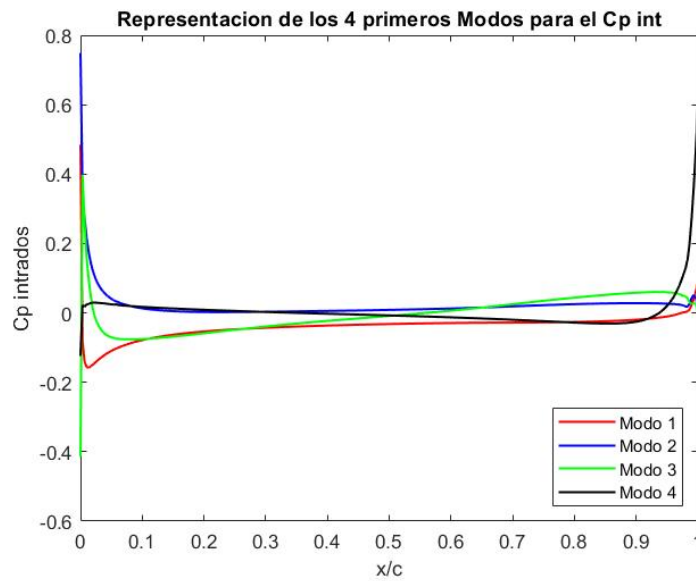


Figura 5.19: Representación de los 4 primeros modos espaciales para el C_p intradós

En la figura 5.19, se confirma lo que ya se ha mencionado anteriormente sobre el cuarto modo, que como se ve influye sobretodo en el borde de fuga.

A la hora de analizar la influencia de cada uno de los modos dependiendo de las variables, se debe analizar el comportamiento de los coeficientes de configuración para cada uno de estos modos y de las diferentes configuraciones que cambian con las variables.

En primer lugar, en la figura 5.21, se puede ver una tendencia similar a la de A_1 , donde el primer modo explica los casos donde la distancia h es alta sobretodo para los ángulos de ataque entre 6° y 9° . Para la configuración de $\alpha = 8^\circ$ y $h = 100\%$, figura 5.20, solo con el primer modo la representación ya tiene una precisión bastante alta. Como ocurría en el extradós, si se fija el valor del ángulo de ataque el coeficiente A_1 varía su valor en un mayor medida en función de la distancia h que del ángulo de ataque, por lo que el modo 1 tiene importancia a la hora de explicar la posición del disco actuador.

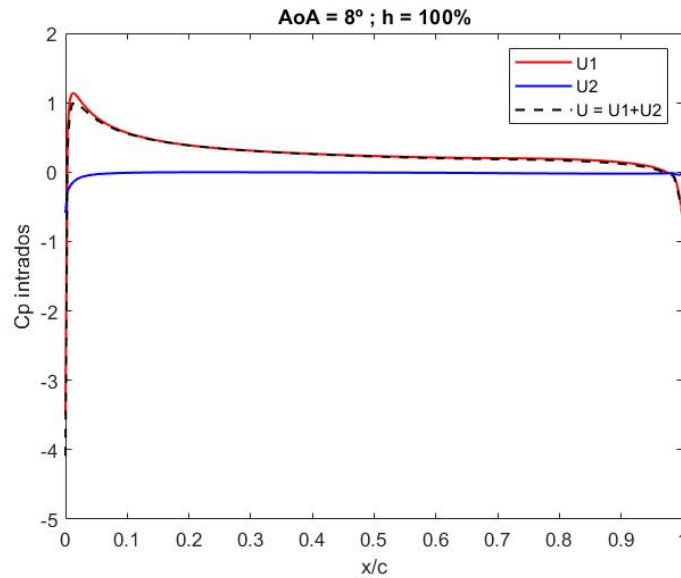


Figura 5.20: Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 8^\circ$ y $h = 100\%$

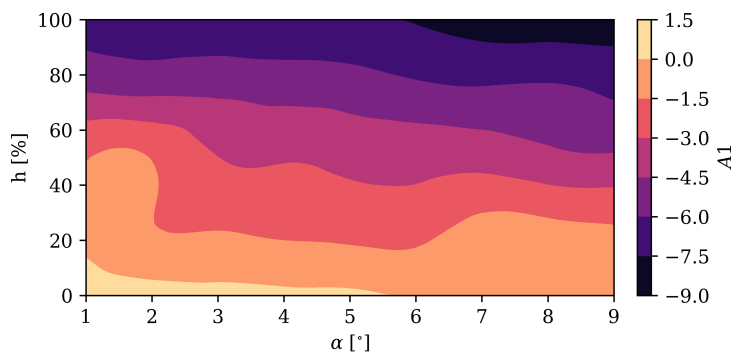


Figura 5.21: Representación del coeficiente de configuración para el modo 1 del C_p intradós

En el caso del coeficiente A_2 , 5.22, la tendencia parece menos clara, pero sí que se pueden apreciar dos zonas donde claramente el coeficiente alcanza su

máximo, que son, alrededor del valor del 50% para la variable h y ángulo de ataque entre 1° y 2° , y para h de más o menos el 20% y ángulo de ataque entre 7° y 9° .

Algo parecido ocurre con A3, 5.23, ya que no se puede observar una tendencia clara sino algunas particularidades para algunas configuraciones. Por ejemplo, se puede ver que para ángulos entre 1° y 6° y altura h entre 0% y 20%, el tercer modo espacial tendrá algo más de influencia que en los otros casos.

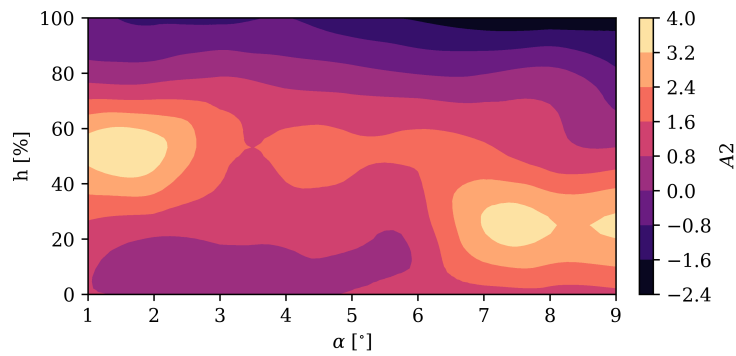


Figura 5.22: Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_p intradós

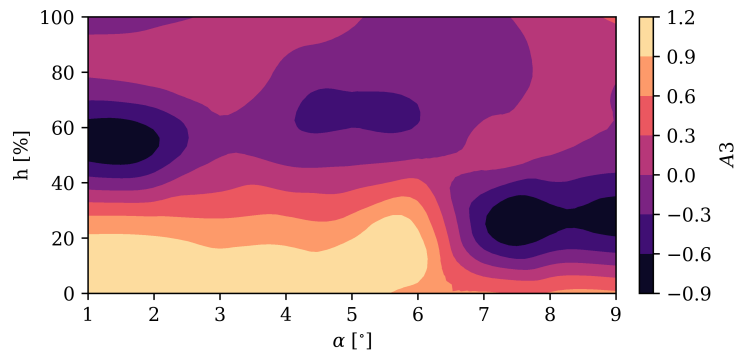


Figura 5.23: Representación del coeficiente de configuración para el modo 3 del C_p intradós

5.2. Coeficiente de fricción, C_f

El coeficiente de fricción de superficie C_f está dado por un esfuerzo cortante que se presenta en diferenciales de longitud sobre la superficie del perfil. Este a su vez depende de la velocidad de flujo y de la densidad del fluido que ataca el perfil.

5.2.1. C_f extradós

Como ya se ha hecho con los coeficientes anteriores, lo primero que se va a hacer es ver como afectan los cambios en las variables al C_f en el extradós representados con los datos obtenidos directamente de la simulación CFD. En este caso, se ve que el ángulo de ataque influye sobretodo al desplazamiento de la burbuja de recirculación, ya que a medida que se aumenta α la burbuja se va desplazando hacia el borde de ataque del perfil, lo mismo que ocurría con el C_p en el extradós, pero en este caso se ve de una manera mucho más evidente. Se puede observar, un pico de fricción en el borde de ataque que es mayor a medida que se aumenta el ángulo de ataque, la caída del C_f después de este pico es menor si el ángulo α también lo es. Por último, como ya se ha comprobado con el C_p y como veremos a continuación la única variable que influye en el borde de fuga es la altura h .

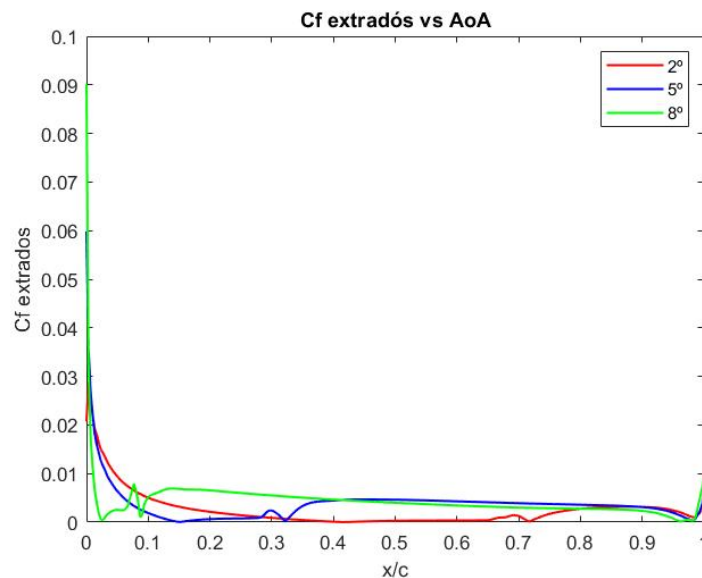


Figura 5.24: Evolución del C_f extradós en función de α , con $h = 0\%$ y $Re = 300000$

A la hora de analizar la influencia de h , como ya se ha comentado antes y ha ocurrido con el C_p tanto en el extradós como en el intradós, se ve como este influye mayoritariamente en el desprendimiento del flujo en el borde de fuga del perfil. Por otro lado, aunque sea menos evidente debido al cambio en la

distancia h también hay un ligero desplazamiento de la burbuja hacia el borde de fuga, al aumentar la distancia.

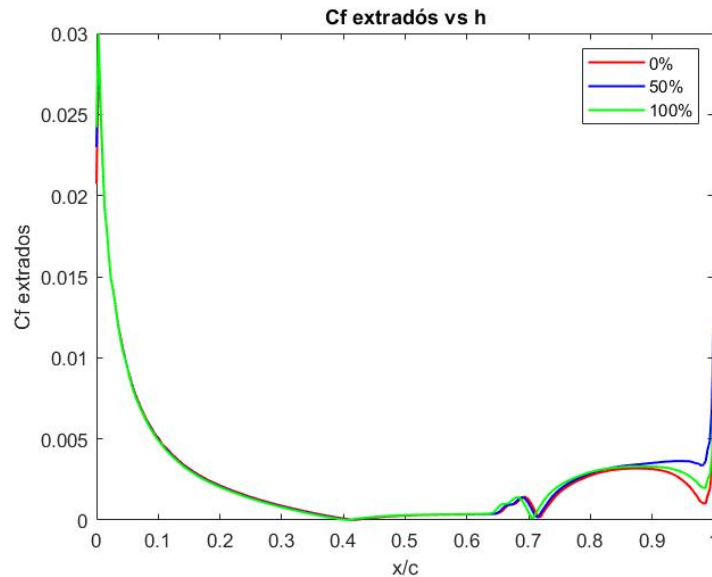


Figura 5.25: Evolución del C_f extradós en función de h , con $\alpha = 2^\circ$ y $Re = 300000$

A la hora de analizar la influencia de los modos del C_f en el extradós se puede ver en la figura 5.26, como ocurre algo similar que con el C_p en el intradós y es, que el primer modo disminuye el porcentaje de TKE quedando por debajo del 90 % lo que provoca un incremento en el resto de los modos por consiguiente para poder representar la distribución para cualquier caso generalmente se necesitará un número mayor de modos. Por ejemplo, si se representa la distribución del C_f en el extradós para $\alpha = 3^\circ$ y $h = 75\%$, figura 5.27, se puede ver como solo se describe con precisión el primer 20 % de la cuerda del perfil y algo del borde de fuga, pero la zona central donde se encuentra la burbuja de recirculación no queda bien descrita con solo los dos primeros modos. Esto es debido a lo mismo que se ha comentado anteriormente para el C_p extradós, que debido a que las funciones en las que se descompone la distribución son lineales y la burbuja de recirculación no es un fenómeno lineal serán necesarios varios modos para poder definir el fenómeno con una cierta precisión.

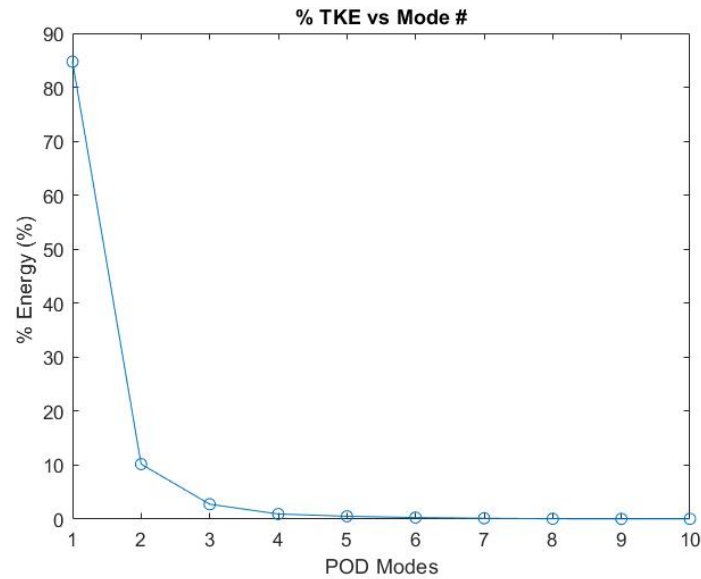


Figura 5.26: Representación del porcentaje de TKE de los 10 primeros modos del C_f extradós

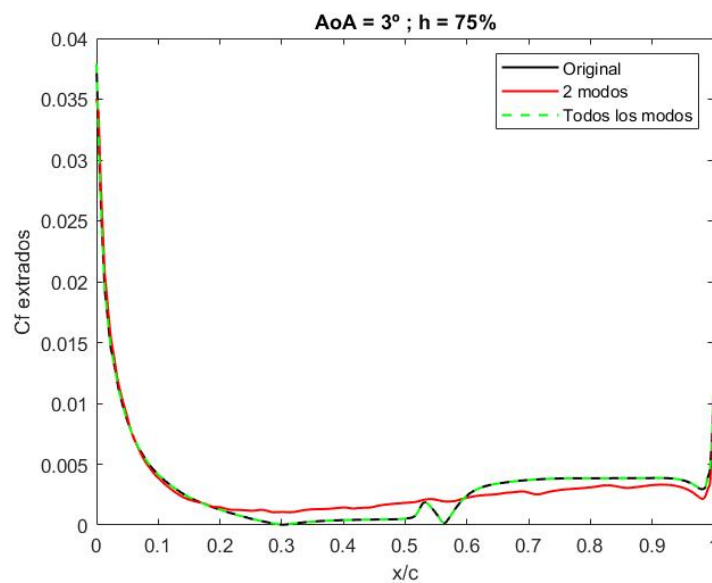


Figura 5.27: Representación C_f extradós con los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y $h = 75\%$

Si se aumenta el número de modos, por ejemplo a los 5 primeros, figura 5.28, se observa que la precisión empieza a ser más alta y que a pesar de que las zonas de borde de ataque como de borde de fuga quedan muy bien definidas, la burbuja de recirculación no queda bien definida. Por último, se ha aumentado el número de modos hasta 9 para ver si de esta manera la burbuja de recirculación queda bien definida. En la figura 5.29, se puede ver como si que queda mejor definida la burbuja pero con algo de falta de precisión, por lo que,

parece que en este caso ocurre lo mismo que con el C_p en el extradós, en el que la burbuja de recirculación no viene descrita completamente por un modo o un par de modos en concreto sino a partir del segundo modo cada uno de los siguientes modos aporta algo de información sobre la burbuja, como se ve en la figura 5.30.

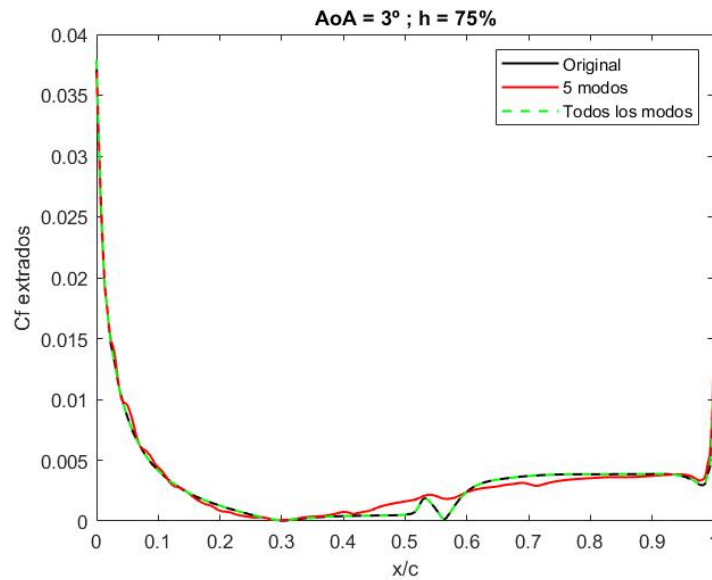


Figura 5.28: Representación C_f extradós con los 5 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y $h = 75\%$

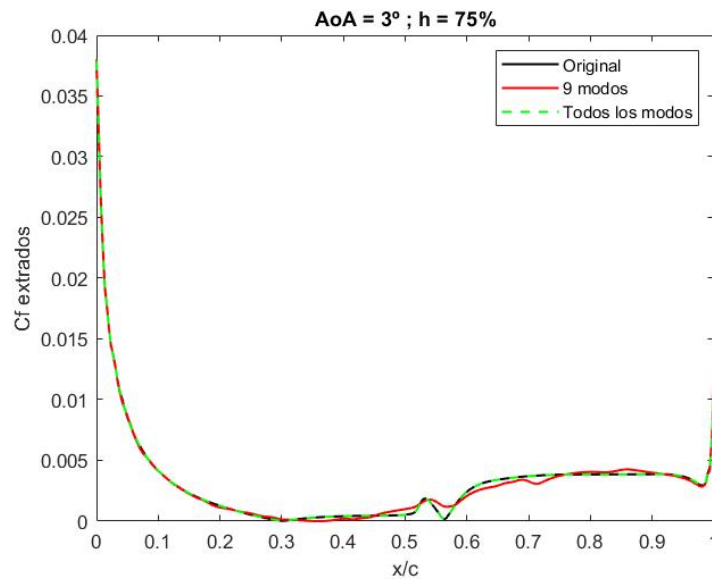


Figura 5.29: Representación C_f extradós con los 9 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y $h = 75\%$

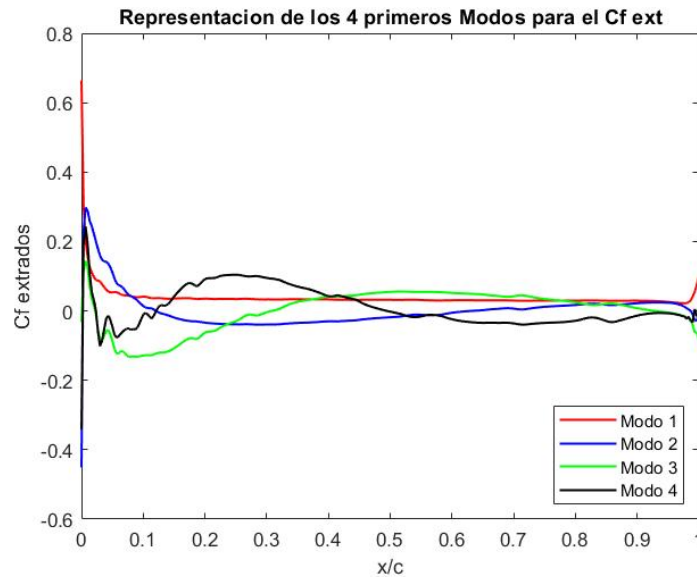


Figura 5.30: Representación de los 4 primeros modos espaciales para el C_f extradós

Después del análisis que se ha realizado sobre los modos y su influencia sobre la distribución del C_f en el extradós, se va a realizar un análisis parecido pero sobre los coeficientes de configuración, que regulan la influencia de los modos según la configuración establecida. Se va a tratar de ver como los coeficientes de configuración de los 4 primeros modos varían según la configuración dando más o menos importancias a dichos modos según la configuración.

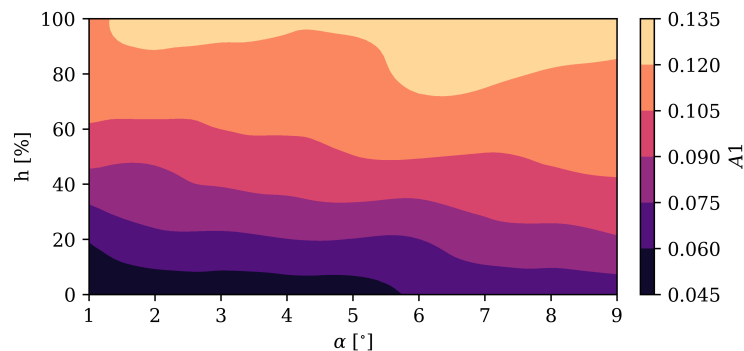


Figura 5.31: Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_f extradós

En primer lugar, podemos ver que el coeficiente de configuración para el modo 1, A_1 , sigue una cierta tendencia y es que, para valores elevados de h , entre el 80% y el 100%, para prácticamente todo el rango de ángulos de ataque, A_1 alcanza su máximo y por tanto para estos casos la importancia del

modo 1 también será máxima.

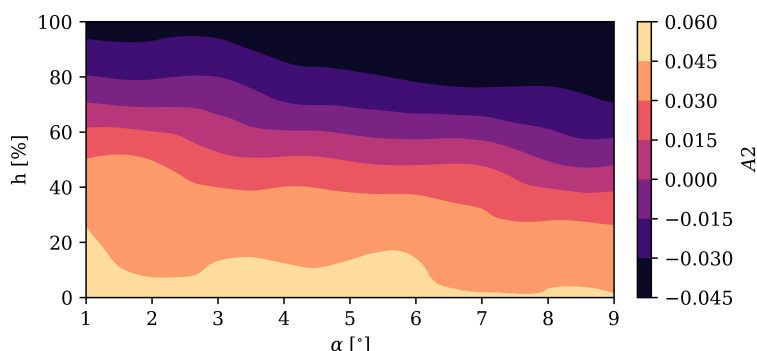


Figura 5.32: Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_f extradós

En segundo lugar, para A2 parece que la tendencia es justo la contraria. A2 alcanza su máximo cuando h es pequeño, entre 0% y 20%, para todo el rango de ángulos. Se puede ver como el máximo de A2 tiene un valor inferior al máximo de A1, esto es debido a que el modo 1 tiene una mayor influencia, como se ha visto en la figura 5.26. También se ve que a diferencia de A1, para A2 existen ciertas configuraciones en las que el modo 2 no tiene ninguna influencia ya que el valor de A2 es 0.

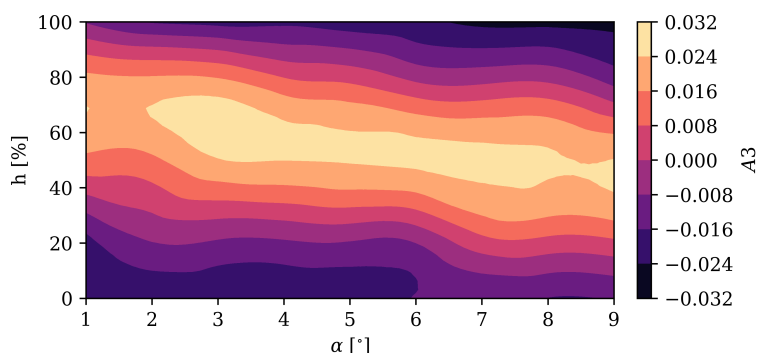


Figura 5.33: Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_f extradós

En tercer lugar, a diferencia de lo que ocurriría con el C_p , en este caso si se puede observar alguna tendencia de A3 en función de la configuración. Se pueden identificar claramente 2 zonas donde el valor de A3, y por tanto la influencia del modo 3, serán máximos. Primero, para ángulos de ataque entre 7° y 9° , con h 100%. Segundo, para ángulos entre 2° y 9° , con h que va desde

70 % hasta 40 % de manera descendente, es decir, cuando α vale 9° h tiene un valor de 40 % y a medida que reducimos el ángulo aumenta h hasta aproximadamente el 70 % en 2° .

5.2.2. Cf intradós

Por último, solo queda analizar el Cf en el intradós. Como en los casos anteriores se va a analizar la influencia de las variables.

En primer lugar, cuando se analiza la influencia del ángulo de ataque, se ve que como en casos anteriores la zona más afectada por esta variable es el borde de ataque. Se puede ver en la figura 5.34, que hay un pico en el borde de ataque que a medida que se aumenta α este pico se desplaza hacia la derecha, hacia dentro del perfil, y el valor del pico es cada vez más cercano a 0, muy similar a lo que ocurría con el Cp intradós.

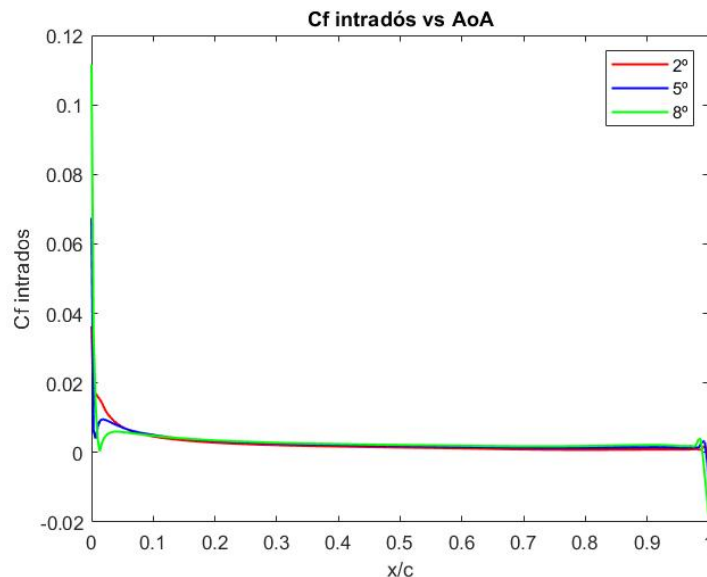


Figura 5.34: Evolución del Cf extradós en función de α , con $h = 0\%$ y $Re = 300000$

En segundo lugar, se vuelve a comprobar que la variable h influye únicamente en el borde de fuga, ya que en este caso no hay burbuja de recirculación y fenómeno es muy lineal, y como se ve en la figura 5.35 se ve que en el borde de fuga aparece un pequeño pico que aumenta a medida que h se acerca al 50 %. Como en el resto de casos esto es debido a como se ha diseñado el modelo del disco actuador para la simulación.

Si se observa la influencia de cada modo en la figura 5.36 se puede ver que en este caso el primer modo contiene un alto porcentaje de la TKE del fenómeno

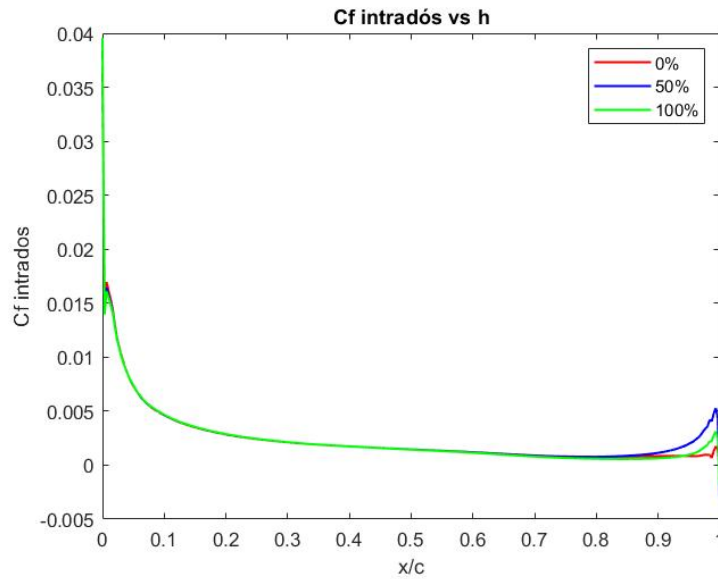


Figura 5.35: Evolución del C_f intradós en función de h , con $\alpha = 2^0$ y $Re = 300000$

en concreto alrededor del 93 %, lo que nos indica que para este caso se estima que no serán necesarios un alto número de modos para poder representar el C_f en el intradós con una precisión considerable. Por un lado, como se ve en las figuras 5.37 y 5.38, la representación con dos y 3 modos es casi idéntica y además muy precisa, con la salvedad del pico en el borde de ataque y el del borde de fuga. Por otro lado, con 4 modos la distribución es prácticamente exacta a la representación con todos los modos, figura 5.39.

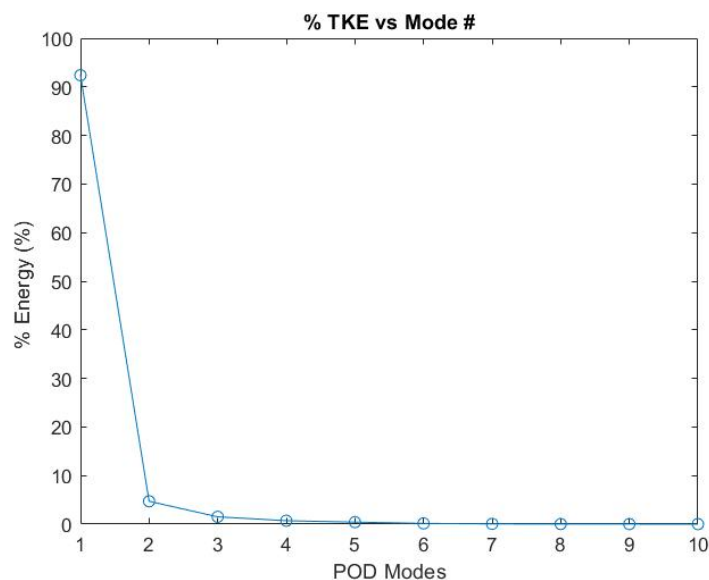
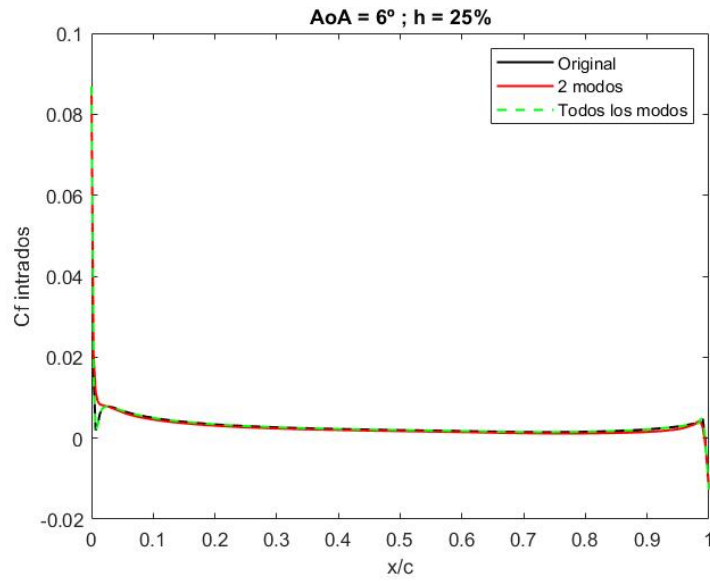
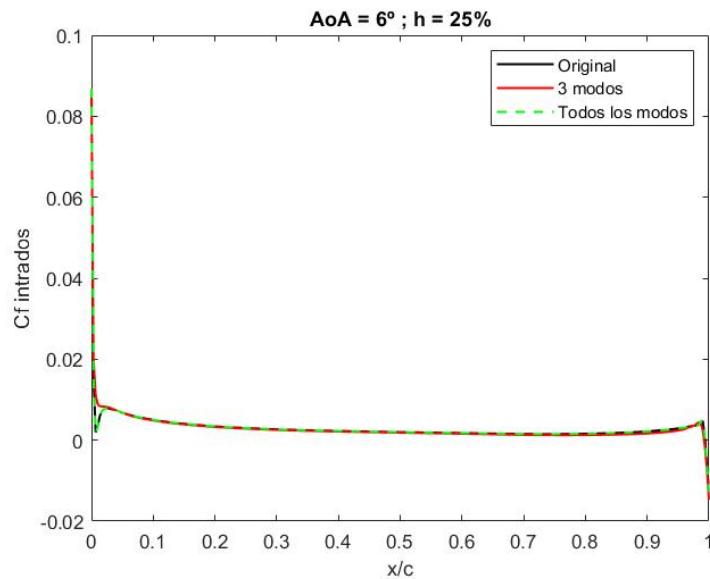


Figura 5.36: Representación del porcentaje de TKE de los 10 primeros modos del C_f intradós

Figura 5.37: Distribución del C_p en el intradós para $\alpha = 6^\circ$ y $h = 25\%$ Figura 5.38: Distribución del C_p en el intradós para $\alpha = 6^\circ$ y $h = 25\%$, con 3 modos

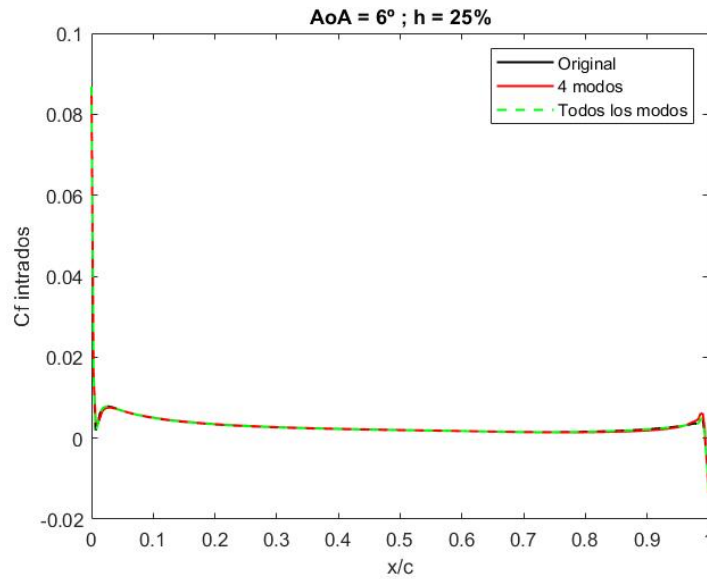


Figura 5.39: Distribución del C_p en el intradós para $\alpha = 6^\circ$ y $h = 25\%$, con 4 modos

Si nos fijamos en las distribuciones representadas, se puede sacar la conclusión de que el cuarto modo tiene una alta influencia en el pico del borde de ataque así como en el del borde de fuga, como se puede comprobar si se observa la figura 5.40. También se ve en la figura 5.41, como para esta determinada configuración el primer modo es el que da la forma general y el cuarto modo el que representa el pico en el borde de ataque, mientras que el modo 2 y 3 parece que tiene una menor contribución en esta configuración.

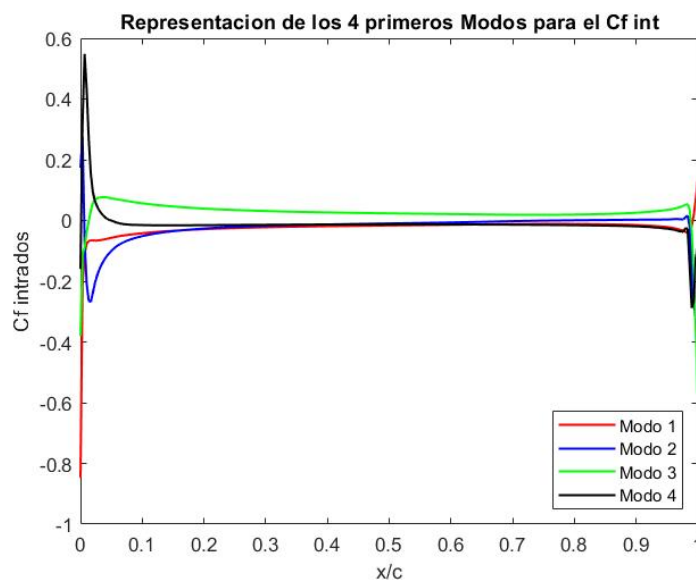


Figura 5.40: Representación de los 4 primeros modos espaciales para el C_f intradós

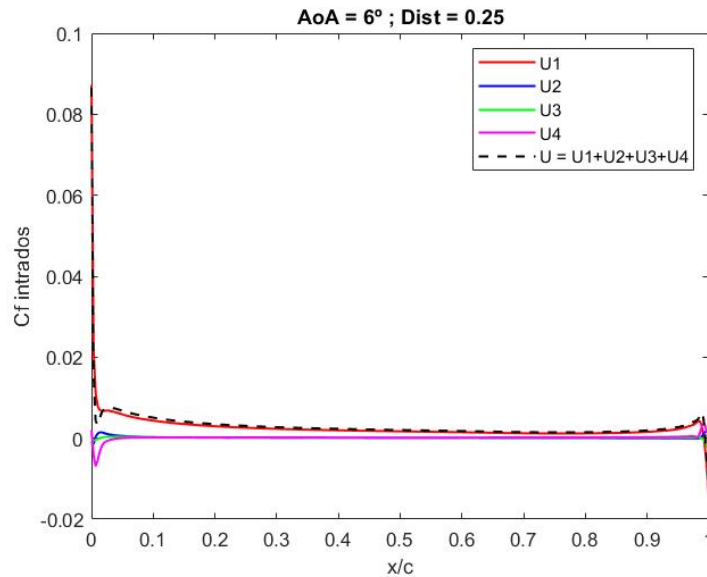


Figura 5.41: Representación de la combinación de los 4 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 6^\circ$ y $h = 25\%$

Por último, a la hora de analizar la importancia de los modos dependiendo de la configuración se ha de estudiar el comportamiento de los coeficientes de configuración frente a las variables. A diferencia de los casos anteriores, si se observan los diferentes coeficientes de configuración que se han representado se puede ver que las tendencias no son tan claras como en los otros casos a pesar de ser un fenómeno más lineal, lo que podría dar a entender que las tendencias serían más claras.

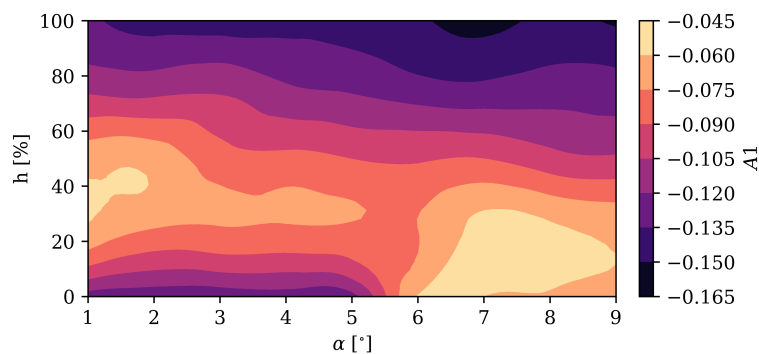


Figura 5.42: Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_f intrados

En primer lugar, el coeficiente de configuración para el primer modo espacial parece que, como ocurría con los coeficientes anteriores su variación es mayor con la distancia h , que con el ángulo de ataque, aunque en este caso varía algo más con el ángulo de ataque que en los casos anteriores. Por un lado,

se ve que el máximo se alcanza para una configuración muy concreta, para $\alpha = 7^\circ$ y $h = 100\%$, figura 5.43, que como se puede ver como en la representación son los dos primeros modos el que más aporta sin ninguna duda es el primer modo. Por otro lado, se puede ver que el primer modo tiene mayor importancia par las distancias h altas y para las configuraciones cuyo ángulo de ataque se encuentra entre 0° y 5° y cuya distancia h es pequeña. En las figuras 5.44 y 5.45 se pude ver como para el los ángulos de ataque pequeños, hasta 5° , y distancia h también pequeña, en la suma de los dos primero modos el primero modo tiene una importancia mucho mayor, solo con este modo ya se tendría una precisión elevada.

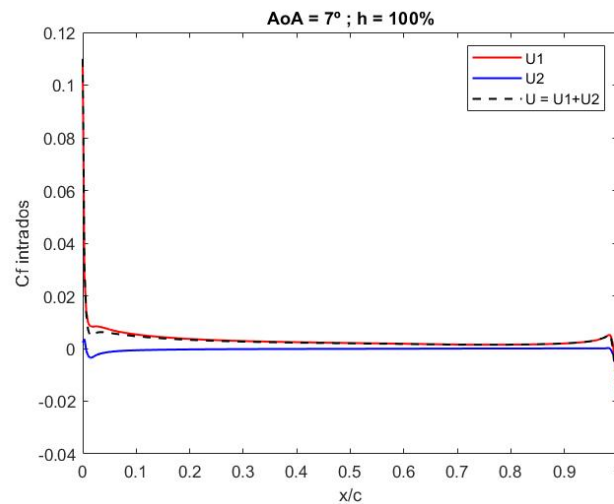


Figura 5.43: Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 7^\circ$ y $h = 100\%$

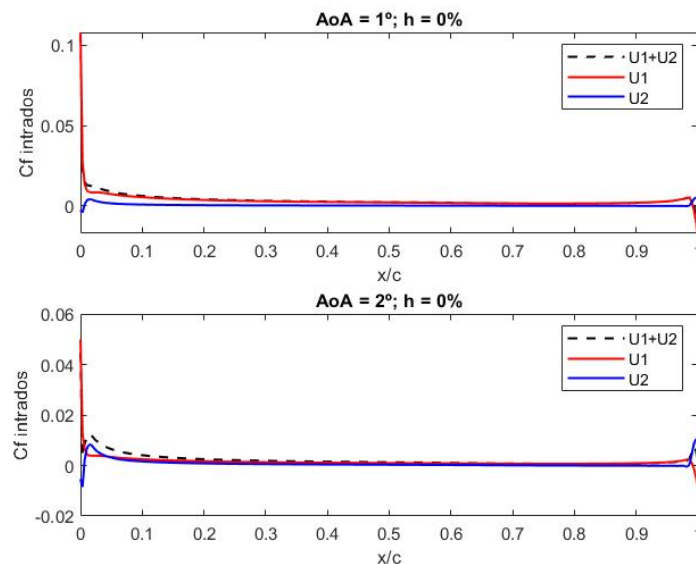


Figura 5.44: Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 1^\circ$ y 2° y $h = 0\%$

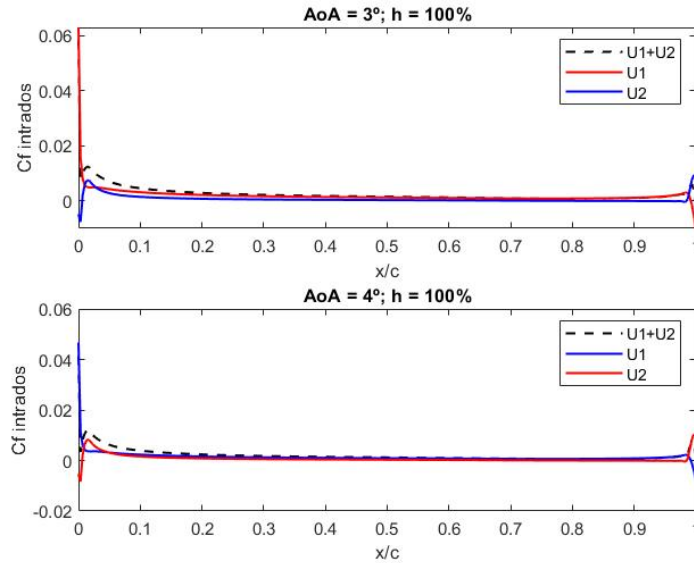


Figura 5.45: Representación de la combinación de los 2 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 3^\circ$ y 4° y $h = 0\%$

En segundo lugar, el coeficiente A_2 parece que da importancia al modo 2 cuando la distancia h es elevada. Aun así su importancia será menor que la del modo 1 ya que como se ha visto A_1 también toma valores elevados a h elevadas. Si se observa la figura 5.46 con detenimiento parece que el máximo de A_2 se alcanza en la misma configuración que el de A_1 , $\alpha = 7^\circ$ y $h = 100\%$, figura 5.43, que influye sobretodo en el borde de ataque.

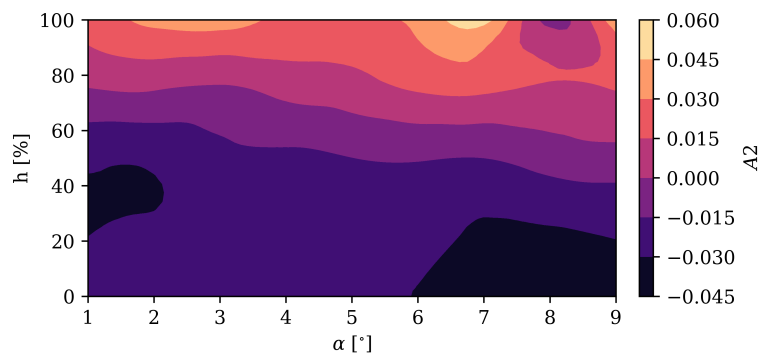


Figura 5.46: Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_f intradós

En tercer lugar, A_3 es el coeficiente que menos varía su valor en función de las variables, excepto en la zona que se encuentre entre 8° y 9° y con altura entre 80% y 100% , donde el valor de A_3 varía bastante y donde se encuentra el máximo. Aunque para algunas configuraciones A_3 tenga un valor elevado su influencia será muy poca comparada con los 2 primeros modos ya

que el porcentaje de TKE que recoge es mucho menor y para la gran mayoría de configuraciones del C_f intradós dos modos son más que suficientes para obtener una representación con una alta precisión. Esto queda muy claro en la figura 5.48 donde se ve que el modo 3 no tiene casi influencia a pesar de que se esta representando la configuración en la que A_3 alcanza su valor máximo.

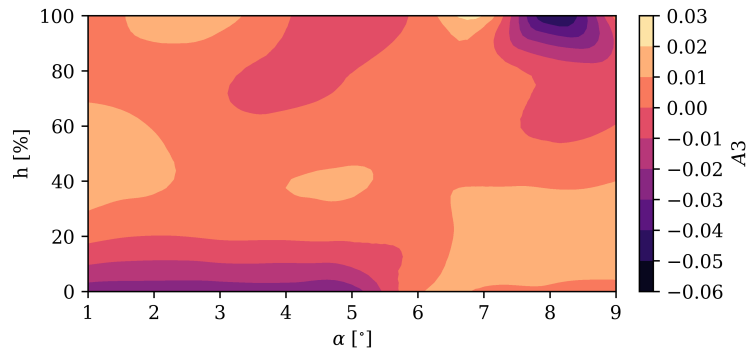


Figura 5.47: Representación del coeficiente de configuración para el modo 2 del C_f intradós

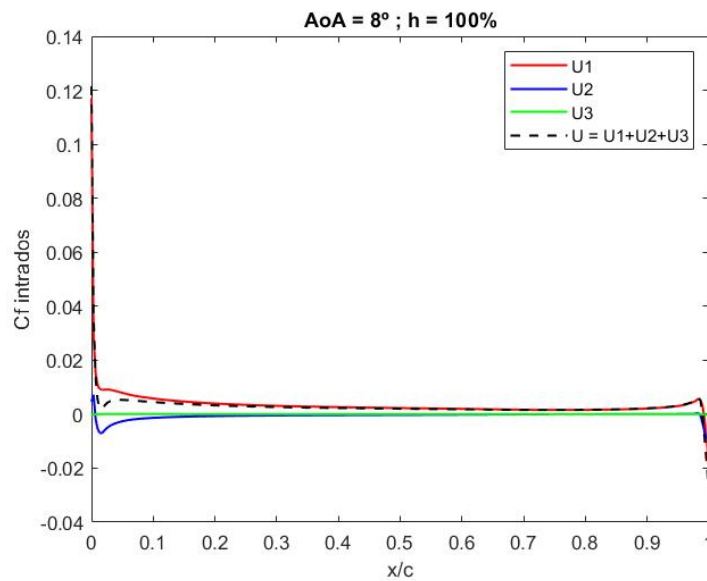


Figura 5.48: Representación de la combinación de los 3 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 8^\circ$ y $h = 100\%$

Capítulo 6

Conclusiones y futuros trabajos

Por último, por un lado, después de analizar con detalle cada uno de los coeficientes aerodinámicos, tanto en el extradós como el intradós del perfil. En esta sección se va a tratar de extraer algunas conclusiones de los resultados analizados anteriormente y de determinar cuantos modos serían necesarios para representar cada uno de los coeficientes tanto del C_p como del C_f analizando la influencia de cada uno de los modos.

Por otro lado, se tratará de determinar cuales podrían ser los siguientes pasos y trabajos que realizar para poder extraer el máximo potencial a este método de descomposición dentro del proyecto.

En primer lugar, se va a tratar de analizar el C_p completo, es decir, extradós e intradós a la vez, para poder también determinar el mínimo número de modos que se podría emplear, teniendo en cuenta que el calculo de cada uno de ellos ha sido por separado, y también ver como esto afecta al borde de fuga, que es donde el flujo que viene por el extradós e intradós se junta.

A la hora de determinar el numero mínimo de modos para poder representar el C_p con una precisión relativamente buena, se ha de tener en cuenta que el número de modos que se ha de emplear para representar el C_p en el extradós será superior al del intradós debido al fenómeno de la burbuja de recirculación. También habrá que ver como el hecho de representar el intradós y el extradós con un número distinto de modos afecta a la distribución en el borde de fuga.

Primero, para el C_p en el extradós de los resultados obtenidos en la sección anterior se pueden extraer varias conclusiones. Por un lado, se ha podido ver que el primer modo es muy importante para las configuraciones donde la distancia h es elevada y el segundo modo es más importante para las configuraciones con distancia h baja. Por otro lado, el modo 1 es el que da la forma general a la distribución para ángulos de ataque bajos y el modo 2 para ángulos de ataque elevados. El modo 3 es el que tiene más influencia sobre el borde de fuga y a partir del cuarto modo la información que se aporta es sobretodo en lo referente a la burbuja de recirculación. Por último se ha podido observar

que cuando el ángulo de ataque es elevado, la burbuja se acerca al borde de fuga y en estos casos la burbuja queda mejor definida con un número inferior de modos que para el resto de ángulos.

Segundo, para el C_p en el intradós también se han podido extraer varias conclusiones. Por un lado, como ocurre en el extradós el primer modo gana mucha importancia cuando la distancia h es elevada. Por otro lado, para ángulo de ataque elevados la forma general de la distribución viene dada por el modo 1, y el modo 4 es el que contiene más información de la distribución en el borde de fuga.

Por lo tanto, después de estas observaciones se pueden extraer varias conclusiones a la hora de determinar el número mínimo de modos para representar el C_p . Para el extradós se ha visto que sin tener en cuenta la burbuja de recirculación, como mínimo se han de emplear 3 modos para poder tener el borde de fuga definido. Para el intradós se ha visto que el cuarto modo es el que deja definido el borde de fuga por lo que como mínimo serán necesarios los 4 primeros modos. En conclusión, se puede decir que para el C_p como mínimo se necesitarán 4 modos, teniendo en cuenta que la burbuja de recirculación no quedará del todo bien definida, y que para ángulos de ataque y distancia h elevados, con menos modos la burbuja queda algo mejor definida como se puede ver en la figura donde se ve que con 4 modos para la configuración de $\alpha = 8^\circ$ y $h = 100\%$ la precisión es mayor que en el caso de $\alpha = 2^\circ$ y $h = 25\%$ con el mismo número de modos.

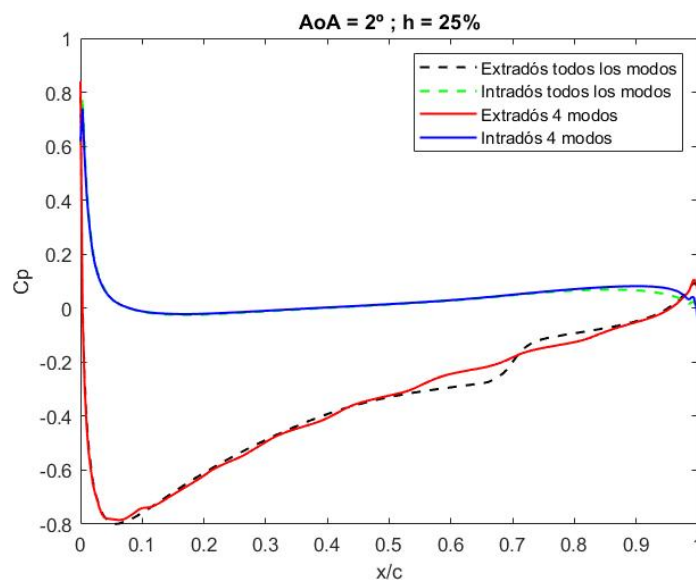


Figura 6.1: Representación completa del C_p con los 4 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 2^\circ$ y $h = 25\%$

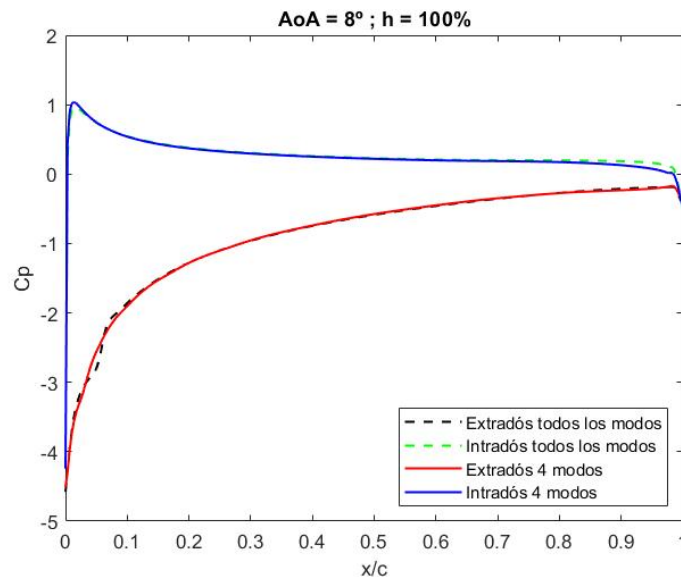


Figura 6.2: Representación completa del C_p con los 4 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 8^\circ$ y $h = 100\%$

En segundo lugar, en cuanto al C_f extradós, la tendencia es similar a la del C_p en el extradós. Por un lado, se ve que el modo 1 es importante cuando en la configuración la distancia h es elevada, el modo 2 es importante para configuraciones con distancia h baja, como ocurría en el C_p , por último, el modo 3 es importante para las configuraciones con distancia h elevada y un rango de valor de ángulo de ataque entre 7° y 9° , también toma importancia el modo 3 para ángulos de ataque entre 2° y 9° con distancia h que va desde 75% , en los ángulos más bajos, hasta 50% para los ángulos más altos. Por otro lado, para el C_f en el extradós ha sido más complicado determinar que es lo que representa cada uno de los modos espaciales, pero hay que tener en cuenta que al tener el fenómeno de burbuja de recirculación el número de modos que serán necesarios para representar la distribución es elevado si se quiere una cierta precisión.

Por último, el C_f en el intradós parece tener la distribución más lineal de todos los coeficientes. En primer lugar, el modo 1 gana importancia para valores de h altas y para valores de h bajos cuando el ángulo de ataque se encuentra entre 0° y 5° . En segundo lugar, el modo dos, a diferencia de lo que pasaba con los otros coeficientes donde normalmente era importante para distancias h bajas, en este caso es importante para h altas. En cuanto a lo que cada modo representa, el modo 1 parece que tiene para la mayoría de las configuraciones la forma general de la representación, el modo 2 tiene más influencia en el borde de ataque, también el modo 4.

En conclusión, para el C_f se puede ver que en el caso del extradós el número mínimo de modos para representar con cierta precisión teniendo en cuenta que la burbuja no quedará del todo definida se necesitarán los 4 primeros modos

como mínimo. Para el intradós, el número de modos necesarios es inferior, con los dos primeros modos la precisión ya es buena, aunque será necesario ver si al emplear un número de modos diferentes para extradós e intradós afecta a la representación en el borde de fuga. Se puede ver en la figura 6.3 como en el intradós con dos modos el borde de ataque no queda del todo definido, si que queda definido con cuatro modos, figura 6.4, pero en lo referente al borde de fuga parece que el hecho de representar con diferente número de modos entre extradós e intradós no parece afectar al borde de fuga.

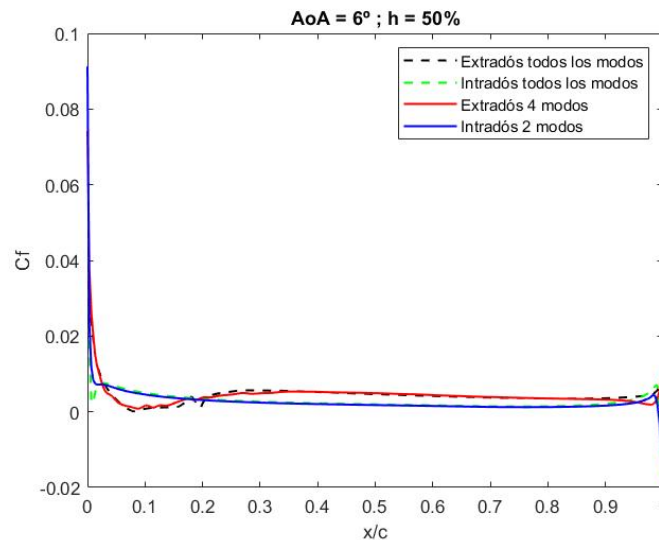


Figura 6.3: Representación completa del C_f con los 4 primeros modos para el extradós y 2 para el intradós para el caso de $\alpha = 6^\circ$ y $h = 50\%$

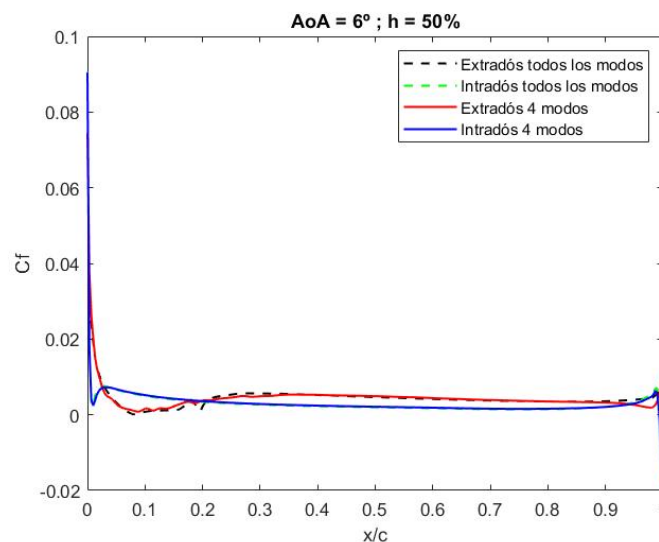


Figura 6.4: Representación completa del C_f con los 4 primeros modos espaciales para el caso de $\alpha = 6^\circ$ y $h = 50\%$

La descomposición POD nos permite a través de los coeficientes de configuración interpolar los resultados a cualquier combinación de posición vertical y ángulo de ataque.

Por último, en lo referente a los futuros trabajos que pueden derivar de este, sería interesante tratar de representar la distribución para C_p , C_f o cualquier otro coeficiente aerodinámico con una determinada configuración, sobre la que no se tengan los coeficientes de configuración y de este manera poder comparar entre los diferentes métodos de interpolación y extrapolación, para establecer cual de ellos es el más preciso. También se podría comparar esta aproximación con la representación obtenida mediante la interpolación o extrapolación directa de los datos en crudo, obtenidos directamente de la simulación CFD, del C_p o C_f . Para determinar qué es más preciso, si interpolar los coeficientes de configuración y mantener los modos o interpolar la distribución con los datos en crudo.

Capítulo 7

Presupuesto

En este último capítulo de la memoria tiene como objetivo obtener una estimación del coste monetario que supondría la realización del presente trabajo. En el presupuesto se tiene en cuenta tanto el coste humano como el coste de licencias informáticas y de material. Se considera que la unidad monetaria empleada es el euro [€], y la unidad temporal es la hora [h]. Al valor final se le añadirá el 21 % correspondiente al IVA (Impuesto sobre el Valor Añadido).

7.1. Presupuesto parcial

El desarrollo del presupuesto parcial se divide en por un lado, función del coste unitario de cada factor tanto de material como de licencias, y por otro lado, teniendo en cuenta los recursos humanos empleados según las diferentes fases del trabajo.

7.1.1. Costes unitarios

Por un lado, el coste de las licencias pertenecientes a los programas informáticos de los que se ha hecho uso para la realización del trabajo son los siguientes:

- MATLAB: programa obtenido a través de la licencia *Total Academic Headcount* por medio de la Universitat Politècnica de València. El coste de una licencia anual de paquete básico para instituciones universitarias es de 250 €. Esto supone un coste unitario de 0,03 €/h.
- TEXMaker: se trata de software libre, lo que implica licencia gratuita.
- Microsoft Office: el coste de una licencia anual con las herramientas requeridas (Microsoft Excel, Microsoft PowerPoint y Microsoft Teams) es de 69 €, lo que implica un coste unitario de 0,01 €/h.

Por otro lado, el coste humano es el siguiente:

- Tutor del proyecto: con una atribución de 18.10 €/h más la seguridad social que es un 31.40 % lo que hace un total de 23.78 €/h.
- Cotutor del proyecto: con una atribución de 6.25 €/h según el Portal de Transparencia de la Universitat Politècnica de València.
- Autor del proyecto: con una atribución de 3.77 €/h según la Beca de Colaboración del Ministerio de Educación y Formación Profesional del Gobierno de España percibida para un total de 500 horas, que son las horas que se han empleado aproximadamente en la realización del trabajo.

7.1.2. Gastos comunes

Dentro de gastos comunes se contempla, el gasto de material que se ha empleado y el consumo eléctrico.

Entre el material empleado, se considera el equipo informático portátil, Lenovo Legion 5 15IMH05, con un procesador Intel Core i7-10750H y RAM de 16 GB, y el uso de material de oficina: cuadernos, bolígrafos, hojas de papel, etc. Se considera un periodo de amortización del portátil de 5 años, y un valor residual del 75 %. El periodo amortizado a lo largo de la elaboración del trabajo es de 5 meses. Por lo tanto si el coste de equipo informático es de 1100€, la amortización de este equipo se queda en 82.5.

| Concepto | Coste [€] |
|---------------------------------|-------------|
| Amortización equipo informático | 82.5 |
| Material de oficina | 15 |
| Total | 97.5 |

Tabla 7.1: Presupuesto de los materiales

Para el cálculo del consumo eléctrico, se considera individualmente el consumo específico en [W] de cada elemento empleado en la realización del proyecto. El coste de la electricidad se estima en 0.13 /kWh, y se le añade un 5.113 % de impuestos ala electricidad.

| Recurso | [W] | [kWh] | Coste final [€] |
|--------------------|-----|-------|-----------------|
| Equipo informático | 130 | 77.3 | 10.56 |
| Luz | 400 | 120 | 16.39 |
| Ventilación | 950 | 260 | 35.52 |
| Total | | | 62.47 |

Tabla 7.2: Presupuesto de la primera fase del trabajo

Cálculo total de los gastos comunes:

| Concepto | Coste [€] |
|-----------------|-----------|
| Material | 97.5 |
| Coste eléctrico | 62.47 |
| Total | 159.97 |

Tabla 7.3: Presupuesto de los materiales

7.1.3. Gastos según la fase del trabajo

El trabajo puede dividirse en tres fases diferentes:

Primera fase de realización de los estudios numéricos en MATLAB, donde se engloba estudio de los datos iniciales y datos a obtener, la modelización de los algoritmos necesarios para la obtención de los resultados y el estudio y comprensión de estos.

| Recurso | Uso [horas] | Coste unitario [€/h] | Coste [€] |
|----------------------|-------------|----------------------|-----------|
| Tutor del proyecto | 10 | 23.78 | 237.8 |
| Cotutor del proyecto | 30 | 6.25 | 187.5 |
| Autor del proyecto | 350 | 3.77 | 1319.5 |
| MATLAB | 250 | 0.03 | 7.5 |
| Microsoft Teams | 5 | 0.01 | 0.05 |
| Microsoft Excel | 2 | 0.01 | 0.02 |
| Total | | | 1752.37 |

Tabla 7.4: Presupuesto de la primera fase del trabajo

Segunda fase, que consta principalmente de la realización de la memoria.

| Recurso | Uso [horas] | Coste unitario [€/h] | Coste [€] |
|----------------------|-------------|----------------------|-----------|
| Tutor del proyecto | 5 | 23.78 | 118.9 |
| Cotutor del proyecto | 10 | 6.25 | 62.5 |
| Autor del proyecto | 200 | 3.77 | 754 |
| Latex | 200 | 0 | 0 |
| Microsoft Teams | 3 | 0.01 | 0.03 |
| Total | | | 935.43 |

Tabla 7.5: Presupuesto de la segunda fase del trabajo

Por último, la tercera fase comprende la realización de la exposición del trabajo y la defensa de este.

| Recurso | Uso [horas] | Coste unitario [€/h] | Coste [€] |
|----------------------|--------------------|-----------------------------|------------------|
| Tutor del proyecto | 4 | 23.78 | 95.12 |
| Cotutor del proyecto | 8 | 6.25 | 50 |
| Autor del proyecto | 50 | 3.77 | 188.5 |
| Microsoft powerpoint | 30 | 0.01 | 0.3 |
| Microsoft Teams | 5 | 0.01 | 0.05 |
| Total | | | 333.97 |

Tabla 7.6: Presupuesto de la de tercera fase del trabajo

7.2. Presupuesto global

| Concepto | Coste [€] |
|--------------------|------------------|
| Gastos comunes | 159.97 |
| Primera fase | 1752.37 |
| Segunda fase | 935.43 |
| Tercera fase | 333.97 |
| Total bruto | 3181.74 |
| IVA | 633.65 |
| Total | 3849.90 |

Tabla 7.7: Presupuesto total del trabajo

El presupuesto total del trabajo asciende a:

Tres mil ochocientos cuarenta y nueve con noventa céntimos

Bibliografía

- [1] A.Amoukteh, J.Janda, J.Vicent. *Drones go to work*. 10 de abril de 2017. Visto online:
<https://www.bcg.com/publications/2017/engineered-products-infrastructure-machinery-components-drones-go-work>
- [2] F. Budziszewski. *Modelling of a boundary layer ingesting propulsor*. 21 de marzo de 2018.
- [3] Andrea Zuazaga Calvo. *Sobre las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds*. Valencia, julio de 2019.
- [4] Noel Raúl Talave Campillo. *Sobre los efectos de la propulsión distribuida en el diseño de RPAS de menos de 25 kg de MTOW*. Valencia, junio de 2020.
- [5] Francisco Javier Forriol Fernández. *Optimización de RPAS mediante propulsión eléctrica distribuida con ingestión de capa límite*. Valencia, Septiembre de 2020.
- [6] L. G. Hernández. *Desarrollo de un modelo de turbohélice de tres ejes. Análisis y evaluación de prestaciones en diferentes aplicaciones*. 2017.
- [7] Parlamento Europeo. *Emisiones de aviones y barcos: datos y cifras (infografía)*. 5 de diciembre de 2019. Visto online:
<https://www.europarl.europa.eu/news/es/headlines/society/20191129ST067756/emisiones-de-aviones-y-barcos-datos-y-cifras-infografia>
- [8] Russell Hotten. *3 innovaciones para que los aviones contaminen menos*. 11 de mayo de 2019. Visto online:
<https://www.bbc.com/mundo/noticias-48238334>
- [9] Airbus SAS. *ZEROe. Towards the world's first zero-emission commercial aircraft*. 21 de septiembre de 2021. Visto online:
<https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe.html>
- [10] Rolls-Royce Holdings. *Rolls-Royce's all-electric 'Spirit of Innovation' powers through another milestone on its way to a world record*. 1 de marzo de 2021. Visto online:

- <https://www.rolls-royce.com/media/press-releases/2021/01-03-2021-rr-electric-spirit-of-innovation-powers-through-another-milestone.aspx>
- [11] NASA. *X-57 Maxwell*. Visto online:
<https://www.nasa.gov/specials/X57/>
- [12] George C. Larson. *Electrical Power Will Change the Look of Aviation*. Diciembre de 2015. Visto online:
<https://www.airspacemag.com/flight-today/NASA-electric-propulsion-180957302/>
- [13] Amir S.Gohardani. *A synergistic glance at the prospects of distributed propulsion technology and the electric aircraft concept for future unmanned air vehicles and commercial/military aviation*. Febrero de 2013.
- [14] Smith, A. M. O., and Roberts, H. E. *The Jet Airplane Utilizing Boundary Layer Ingestion for Propulsion*. Journal of Aeronautical Sciences.
- [15] Esteban A. Valencia, Víctor H. Hidalgo, Álvaro Aguinaga, Edgar Cando, Maricela Caldera. *Estudio de tecnologías innovadoras para sistemas de propulsión en aeronaves*. Junio de 2015.
- [16] Mario Fernández Osma *La capa límite*. 3 de Septiembre de 2019. Visto online:
<https://www.aerodinamicaf1.com/2019/09/1a-capa-limite/>
- [17] D.L.Rodríguez. *A multidisciplinary optimization method for designing boundary layer ingestion inlets*. PhD Thesis Stanford University 2001.
- [18] *Qué son los Drones – Breve historia de los drones*. Visto online:
<https://www.compralobueno.com/drones/que-son-los-drones/>
- [19] Bill Larkins. *WTL and Radioplane OQ-3*. Wright Field, October 1945.
- [20] Jaime Montero. *Qué diferencias hay entre RPA, UAV, RPAS, UAS y dron*. 18 de marzo de 2016. Visto online:
<https://www.todrone.com/diferencias-hay-entre-rpa-uav-rpas-uas-dron/>
- [21] BOE, Boletín Oficial del Estado. *Real Decreto 1036/2017*. 30 de diciembre de 2017. Visto online:
<https://www.boe.es/buscar/doc.php?id=BOE-A-2017-15721>
- [22] P.Holmes, J.Lumley, G.Berkooz. *Proper orthogonal decomposition*. In *Turbulence, Coherent Structures, Dynamical Systems and Symmetry*. 1996.
- [23] Ananda, G.K.; Sukumar, P.P.; Selig, M.S *Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers*. Aerospace Science and Technology 2015.

- [24] Andrea Zuazaga Calvo. *Sobre las actuaciones aerodinámicas del perfil SD7003 a bajo número de Reynolds*. Julio de 2019.
- [25] José Ramón Serrano Cruz, Andrés Omar Tiseira Izaguirre, Luis Miguel García-Cuevas González, and PauVarela Martínez. *Computational study of the propeller position effects in wing-mounted, distributed electric propulsion with boundary layer ingestion in a 25 kg remotely piloted aircraft*.
- [26] Julien Weiss. *A Tutorial on the Proper Orthogonal Decomposition*. Junio de 2019.
- [27] Wikipedia. *Coeficiente de presión*. Visto online:
https://es.wikipedia.org/wiki/Coeficiente_de_presi%C3%B3n