

# Trabajo Fin de Grado

## Ingeniería en Tecnologías Industriales

Estudio de la importancia relativa de las condiciones de contorno sobre las prestaciones de una cascada de álabes de compresor axial operando con fluidos ideales y no ideales

Autor: Enrique Sánchez Abril

Tutor: David Tomás Sánchez Martínez

**Grupo de Máquinas y Motores Térmicos**  
**Dpto. Ingeniería Energética**  
**Escuela Técnica Superior de Ingeniería**  
**Universidad de Sevilla**

Sevilla, 2020



**GMTS** | GRUPO DE MAQUINAS Y MOTORES  
TÉRMICOS DE SEVILLA



Trabajo Fin de Grado  
Ingeniería de Tecnologías Industriales

**Estudio de la importancia relativa de las  
condiciones de contorno sobre las prestaciones de  
una cascada de álabes de compresor axial operando  
con fluidos ideales y no ideales**

Autor:

Enrique Sánchez Abril

Tutor:

David Tomás Sánchez Martínez

Catedrático de Universidad

Grupo de Máquinas y Motores Térmicos

Dpto. de Ingeniería Energética

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2020



Trabajo Fin de Grado: Estudio de la importancia relativa de las condiciones de contorno sobre las prestaciones de una cascada de álabes de compresor axial operando con fluidos ideales y no ideales

Autor: Enrique Sánchez Abril

Tutor: David Tomás Sánchez Martínez

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2020

El Secretario del Tribunal



*A mis padres, a mi familia.*

*Y al Cielo, donde viven los  
ángeles.*





# Agradecimientos

---

Con la dedicación, apoyo constante y transmitiéndome siempre los valores que un ingeniero debe llevar consigo, agradezco con enorme afecto y sinceridad al director de este trabajo, el profesor Dr. David Sánchez Martínez, quien no dudó en acogerme y ayudarme en la realización de uno de los proyectos hasta ahora más importantes de mi vida y de quien siempre agradeceré su atención en los tiempos difíciles en los que desarrollamos este trabajo fin de grado.

A los ingenieros D. Carlos Tello, D. Rafael González y al doctor D. Francesco Crespi, quienes desinteresadamente me cedieron su tiempo y me transmitieron sus conocimientos para caminar seguro en el desarrollo de este reto. Gracias de corazón, por aportarme a mi y, sobre todo, a la Ciencia.

Reconozco aquí la importancia de mi familia en este trabajo, nunca podré terminar de agradecer todo lo que han sacrificado para que mi carrera fuera lo más cómoda y fructífera posible. La vida acaba dándote lo que verdaderamente necesitas en esos momentos, y ellos estuvieron allí siempre.

Me gustaría dar las gracias a Dios, por ponerme en el camino a personas maravillosas que por casualidades de la vida acaban dándote su mano para que proyectos como éste salgan adelante. Gracias por todo, amigos míos.

Enormemente agradecido a mi banda de La Oliva, mi tertulia El Muñidor y mis “curritos”. Siempre a mi lado cuando más necesité de su presencia.

No quiero dejar atrás a mi pueblo, La Puebla de los Infantes, donde se han concentrado todas las fuentes de felicidad, apoyo e inspiración que han marcado mis pasos, desde mi infancia hasta el final de este ciclo que cierro con este trabajo.

*Enrique Sánchez Abril*

*Sevilla, 2020*



# Resumen

---

En la actualidad, el sector energético ha tenido que buscar estrategias para una producción de energía más eficiente, centrandose en las fuentes renovables esas medidas que permitan optimizar la generación de energía eléctrica para abastecer a la población. En el caso de las centrales termosolares optan por mejorar su capacidad de captación mediante la incorporación del CO<sub>2</sub> en condiciones supercríticas como nuevo fluido de trabajo, el cual presenta características y propiedades de bastante interés para la sustitución de los actuales.

El problema surge en el rediseño que hay que adoptar del ciclo de potencia y de las características de los componentes. Este trabajo se centra en el estudio de las turbomáquinas que compondrán los nuevos ciclos termodinámicos, realizando un análisis sobre el comportamiento de las mismas al operar con CO<sub>2</sub> supercrítico. Se busca conocer las características del turbocompresor axial, estudiando el comportamiento ante cambios de fluido mediante simulaciones en la experimentación de una cascada de álabes de compresor.

Para ello este proyecto se divide en dos grandes bloques. Se realiza como primer punto un análisis cualitativo de las actuaciones de la cascada mediante la resolución del problema directo, en el que, fijando condiciones geométricas de una hilera de álabes para un perfil NACA 65, se estudiarán tanto las prestaciones como las irreversibilidades que presenta la cascada al operar con tres fluidos distintos. Estos fluidos serán aire, CO<sub>2</sub> y CO<sub>2</sub> supercrítico, para poder establecer una comparativa entre gases de naturaleza ideal y no ideal. Los cálculos se realizarán mediante métodos numéricos computacionales de los que obtendremos resultados de la pérdida de presión total y del aumento de presión estática, representando así el rendimiento y las prestaciones del efecto difusor de la cascada de álabes de compresor.

Y en un segundo bloque, con el objetivo de establecer una comparativa mayor entre las prestaciones de la máquina ante el cambio de fluido de trabajo, se implementa en este Trabajo Fin de Grado la aplicación de la metodología de los Subespacios Activos. Dado que el fin es poder caracterizar el comportamiento de la turbomáquina, se hace uso inicialmente del teorema Pi de Buckingham, el cual es capaz de reducir el número de variables independientes mediante grupos adimensionales, pero sigue manteniendo un alto número de parámetros de los que depende la función objetivo. Por este motivo, la metodología pretende poder determinar un orden menor del problema de caracterización, llegando a poder dejar la dependencia del problema en una sola variable activa.

En general, se aplican estos dos métodos para poder establecer el cálculo de las prestaciones de la cascada de compresor con fluidos ideales y no ideales y así obtener resultados que justifiquen la influencia en el comportamiento de los parámetros estudiados y si existe una mayor dependencia de alguno de ellos en la caracterización del turbocompresor axial.

# Índice

<b>Agradecimientos</b>	<b>ixx</b>
<b>Resumen</b>	<b>xi</b>
<b>Índice</b>	<b>xii</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>xiviv</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xv</b>
<b>Notación</b>	<b>xviii</b>
<b>1 Introducción</b>	<b>2</b> ¡Error! Marcador no definido.
1.1. Contexto del trabajo	21
1.1.1 Maco europeo	21
1.1.2 Energía en España	22
1.1.3 Objetivos de futuro	22
1.1.4 Utilización del dióxido de carbono supercrítico en turbomáquinas	23
1.2. Objetivos del trabajo	24
1.3. Motivación del trabajo	25
<b>2 Caracterización de la cascada de álabes</b>	<b>27</b>
2.1. Actuación de cascada de álabes	27
2.2. Influencia del cambio de fluido sobre el comportamiento de cascada	30
2.3. Presentación de casos y cálculo de resultados	30
2.3.1 Tipo de fluido	32
2.3.2 Número de Reynolds	212
2.3.3 Número de Mach	¡Error! Marcador no definido.3
2.3.4 Ángulo de entrada (incidencia)	33
2.4. Resultados	34
2.4.1 Análisis de resultados	37
2.4.1.1 Influencia del cambio de fluido	37
2.4.1.2 Influencia del número de Reynolds	39
2.4.1.3 Influencia del número de Mach	41
2.5. Herramienta: cálculo numérico de los límites de difusión en cascada	44
<b>3 Metodología de los subespacios activos</b>	<b>48</b>
3.1. Desarrollo teórico del método	48
3.2. Aplicación de la metodología de los Subespacios Activos	50
3.3. Cálculo y resultados	52
3.3.1 Presentación de resultados	53
3.3.1.1 Coeficiente de pérdida de presión de remanso en el turbocompresor axial	53
3.3.1.2 Coeficiente de aumento de presión estática en el turbocompresor axial	55
3.3.1.3 Reducción del rango de operación	56
3.4. Conclusiones y aspectos destacables	58
3.5. Herramienta Aplicación de la metodología de los Subespacios Activos	58

<b>4 Conclusiones y trabajos futuros</b>	<b>62</b>
4.1. Conclusiones	62
4.2. Trabajos futuros	63
<b>Referencias</b>	<b>65</b>
<b>Anexo: Resultados del estudio de actuación de cascada</b>	<b>66</b>

# ÍNDICE DE TABLAS

---

Tabla 1. Ciclos combinados operando con CO <sub>2</sub> supercrítico	23
Tabla 2. Ciclos simples operando con CO <sub>2</sub> supercrítico	23
Tabla 3. Tabla de resultados para el caso de CO <sub>2</sub> operando con Re=235670 y M=0'2	34
Tabla 4. Tabla de resultados para el caso de CO <sub>2</sub> operando con Re=235670 y M=0'2	35
Tabla 5. Tabla de valores de $\bar{\omega}$ para el caso de Re=235670 para el análisis de resultados	36
Tabla 6. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=23675 y Mach=0'083.	68
Tabla 7. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=23675 y Mach=0'2.	69
Tabla 8. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=23675 y Mach=0'4.	70
Tabla 9. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=23675 y Mach=0'6.	71
Tabla 10. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=236750 y Mach=0'083.	72
Tabla 11. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=236750 y Mach=0'2.	73
Tabla 12. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=236750 y Mach=0'4.	74
Tabla 13. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=236750 y Mach=0'6.	75
Tabla 14. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=2367500 y Mach=0'083.	76
Tabla 15. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=2367500 y Mach=0'2.	77
Tabla 16. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=2367500 y Mach=0'4.	78
Tabla 17. Resultados del cálculo de $\bar{\omega}$ y $C_p$ de los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para cada incidencia operando con Re=2367500 y Mach=0'6.	79

# ÍNDICE DE FIGURAS

---

Figura 1. Ratio de interconexión energética entre países de la Unión Europea entre 2011 y 2020	21
Figura 2. Diagrama temperatura-entropía del dióxido de carbono	25
Figura 3. Definición geométrica de la cascada.	28
Figura 4. Fuerzas sobre una cascada.	28
Figura 5. Actuación de una cascada de álabes de compresor axial.	29
Figura 6. Diagrama de Mollier para el dióxido de carbono	31
Figura 7. Perfil de álabe NACA-65 con mallado	32
Figura 8. Árbol de casos estudiados	33
Figura 9. Representación del factor de compresibilidad en función del fluido y de la incidencia	35
Figura 10. Actuación de cascada para el caso de $Re=235670$ y $M=0'083$ para los tres fluidos	37
Figura 11. Distribución de presión estática en torno al álabe para la cascada que opera con $CO_2$ en condiciones supercríticas	38
Figura 12. Distribución de presión estática en torno al álabe para la cascada que opera con $CO_2$ en condiciones de gas ideal	38
Figura 13. Representación adimensional de la distribución de presiones en la cara de presión del álabe.	38
Figura 14. Representación de la distribución de presiones en la cara de presión del álabe.	39
Figura 15. Representación de la presión de remanso en el álabe para distinto número de Reynolds: bajo en la izquierda y alto en la derecha.	39
Figura 16. Representación de la presión de remanso en el borde de estela para tres valores de Reynolds: menor $Re$ en la izquierda y mayor $Re$ en la derecha.	40
Figura 17. Actuación de cascada para tres valores de Reynolds, por orden de magnitud: $10^4$ (1), $10^5$ (2) y $10^6$ (3).	40
Figura 18. Velocidad del flujo para tres Reynolds a Mach constante: $Re$ aumenta de izquierda a derecha.	41
Figura 19. Actuación de cascada para cuatro números de Mach: $0'083$ (1), $0'2$ (2), $0'4$ (3) y $0'6$ (4).	41
Figura 20. Coeficiente de pérdida de presión total en función del Mach para distintos Reynolds, por orden de magnitud: $10^4$ (1), $10^5$ (2) y $10^6$ (3).	42
Figura 21. Amplitud del rango de incidencias para dos Reynolds distintos	42
Figura 22. Direcciones de las líneas de corriente respecto de la normal al frente de la cascada para distintos bordes de estela	43
Figura 23. Mallado estructurado (izquierda) y mallado no estructurado (derecha)	44
Figura 24. Código: determinación de las propiedades del fluido a través de REFPROP	45
Figura 25. Código: Matriz de iteraciones del bucle de convergencia de la velocidad	46
Figura 26. Código: Almacenamiento de resultados en fichero <code>.x/sx</code>	47
Figura 27. Diagrama de flujo de la aplicación de la metodología de los subespacios activos a la función objetivo (CRM)	51

Figura 28. Diagrama de flujo de la aplicación de la metodología de los subespacios activos al compresor axial caracterizado)	51
Figura 29. Superficie de interpolación de los datos de la matriz X Q	52
Figura 30. Autovalores de una función objetivo con tres variables independientes	53
Figura 31. Autovalores del coeficiente de pérdida de presión de remanso operando con aire	54
Figura 32. Autovalores del coeficiente de pérdida de presión de remanso operando con CO2	54
Figura 33. Autovalores del coeficiente de pérdida de presión de remanso operando con CO2 supercrítico	55
Figura 34. Autovalores del coeficiente de aumento de presión estática operando con aire	55
Figura 35. Autovalores del coeficiente de aumento de presión estática operando con CO2	56
Figura 36. Autovalores del coeficiente de aumento de presión estática operando con CO2 supercrítico	56
Figura 37. Autovalores del coeficiente de pérdida de presión total con menor rango de operación trabajando con CO2 supercrítico	57
Figura 38. Autovalores del coeficiente de aumento de presión estática con menor rango de operación trabajando con CO2 supercrítico	57
Figura 39. Código: Generación de la matriz de casos	59
Figura 40. Matriz de casos normalizada	59
Figura 41. Código: Generación de la matrix X Q	59
Figura 42. Código: Selección de los parámetros de muestreo, grado del polinomio y número de variables activas	60
Figura 43. Gráficas de la función de aplicación de la metodología de los Subespacios Activos	61
Figura 44. Código: Llamada a la función de aplicación de la metodología y cálculo del error medio de los puntos	61
Figura 45. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=23675 y Mach=0'083.	68
Figura 46. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=23675 y Mach=0'2.	69
Figura 47. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=23675 y Mach=0'4.	70
Figura 48. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=23675 y Mach=0'6.	71
Figura 49. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=236750 y Mach=0'083.	72
Figura 50. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=236750 y Mach=0'2.	73
Figura 51. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=236750 y Mach=0'4.	74
Figura 52. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=236750 y Mach=0'6.	75
Figura 53. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=2367500 y Mach=0'083.	76
Figura 54. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=2367500 y Mach=0'2.	77
Figura 55. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=2367500 y Mach=0'4.	78
Figura 56. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO <sub>2</sub> , sCO <sub>2</sub> ) para el caso de Re=2367500 y Mach=0'6.	79





# Notación

---

$\alpha$	Ángulo
$\xi$	Ángulo de calado
$\theta$	Curvatura
$\delta$	Desviación
$\varepsilon$	Deflexión
$e$	número e
$Y$	Fuerza de par
$X$	Fuerza de empuje
$\omega$	Coefficiente de pérdida de presión de remanso
$c_p$	Coefficiente de aumento de presión estática
$C_L$	Coefficiente de sustentación
$C_D$	Coefficiente de arrastre
$c$	Velocidad del fluido
$s$	Paso entre álabes
$\rho$	Densidad
$\mu$	Viscosidad dinámica
$a_{01}$	Velocidad del sonido
$\gamma$	Exponente isentrópico, relación de calores específicos
$Re$	Número de Reynolds
$M$	Número de Mach
$i$	Incidencia
CFD	Computational Fluids Dynamics
GCI	Grid Convergence Index
$\tan(\alpha)$	Tangente del ángulo alfa
$C_p$	Capacidad calorífica a presión constante
$T_{01}$	Temperatura de remanso
$E$	Esperanza matemática
$X_{ac}$	Variables activas
$\Lambda$	Matriz diagonal con autovalores
$W$	Matriz con autovectores
$\Lambda_{ac}$	Matriz diagonal con autovalores más grandes
$\nabla_x f$	Vector de derivadas parciales (gradiente)
AS	Active Subspaces
$X Q$	Matriz de casos y resultados





# 1 INTRODUCCIÓN

*Texto elaborado por Marisa Balsa, de la Biblioteca de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de la Universidad de Sevilla*

## 1.1 Contexto del trabajo

### 1.1.1 Marco europeo

La situación ambiental actual nos alerta de la necesidad de un cambio en los perfiles de consumo energético, a la vista del incremento de consumo experimentado en las últimas décadas, la fuerte dependencia de la sociedad contemporánea respecto de dicho recurso vital y, de manera muy especial, el impacto medioambiental asociado. Por ello, Europa pone en su horizonte el objetivo de reforzar la conciencia y responsabilidad de la población a la hora consumir energía, reduciendo los consumos y haciéndolos más seguros y responsables.

Una de las claves para conseguir alcanzar estos objetivos es la producción de las energías finales (combustibles en el transporte, electricidad en el consumo doméstico e industrial) que debe ser lo más estable, segura, sostenible y competitiva posible. Este es el objetivo que la Unión Europea propone en su estrategia 20-20, donde plantea llegar al momento en el que nos encontramos con un 20% de aumento en la eficiencia en la producción energética respecto a la década pasada, pero además siendo capaz de producir hasta un 20% de la producción anual de los países de la unión con fuentes de origen renovable. Este último aspecto del plan de estrategia se encuentra fuertemente impulsado por la propuesta de la Comisión Europea de establecer un mercado de la energía más eficaz, fomentando la interconexión de redes energéticas, que abarcando todas las fuentes, centra su atención en zonas estratégicas donde las renovables son fuente abundante de recursos para su desarrollo [1].

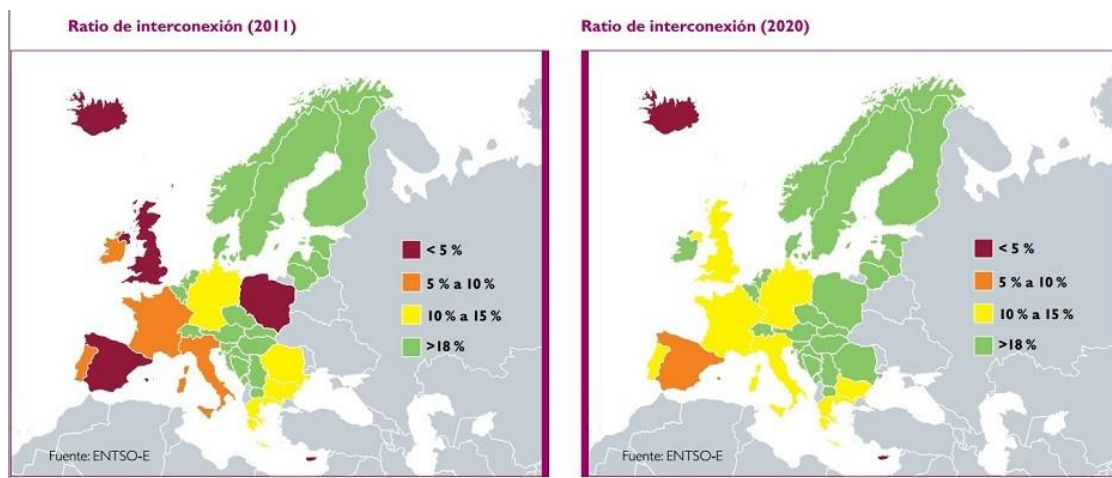


Figura 1. Ratio de interconexión energética entre países de la Unión Europea entre 2011 y 2020. [1]

### 1.1.2 Energía en España

La generación de potencia eléctrica a nivel nacional se encuentra dividida según las distintas tecnologías de producción, destacando en los últimos años la producción renovable. Se encuentra generada en casi un 50% por fuentes de energía no renovable como la nuclear o procedente de combustibles fósiles como el carbón y el gas natural. No obstante, la producción eólica y solar juegan un papel importante con un 40% de la generación en los últimos cinco años, según datos de Red Eléctrica Española. La mayoría de estas fuentes (renovables y no renovables) requieren de tecnologías específicas para poder transformar la energía térmica que adquieren de los recursos y generar energía eléctrica. Las más destacadas entre los sistemas de producción de potencia son los motores térmicos de turbina de vapor o turbina de gas, basados en ciclos termodinámicos de producción de potencia mecánica que luego es transformada por un generador en electricidad, abasteciendo a la red eléctrica nacional.

Tecnologías como la nuclear, la procedente del carbón, o la biomasa utilizan turbinas de vapor, mientras que en centrales de gas, ciclo combinado con gas natural, sistemas de cogeneración, el motor térmico principal es una turbina de gas. Estas fuentes de energía, que requieren de ciclos de potencia como el ciclo Rankine en Turbina de Vapor o el ciclo Brayton en Turbina de Gas, representan en torno a un 65% de la generación anual, es decir, que la turbina de vapor o la turbina de gas son parte imprescindible del abastecimiento eléctrico de este país.

La situación geográfica de la península ibérica presenta fuertes recursos naturales no fósiles que ayudan considerablemente a poder generar energía limpia, reduciendo emisiones de gases contaminantes y cumpliendo con los objetivos del plan de la Unión Europea. Los más de 8000 kilómetros de costa y las casi 3000 horas de sol que goza la nación a lo largo del año, hacen que, más allá del turismo, tengamos la posibilidad de expandir por nuestro territorio las mayores infraestructuras de captación de energía limpia y transformarlas en electricidad. Por ello, la fuente más atractiva, predecible y aprovechable es la radiación solar. Una de las tecnologías más destacadas en el desarrollo de la energía solar, gracias a su carácter gestionable (a diferencia de la energía solar fotovoltaica y la energía eólica) son los sistemas solares de concentración, que aprovechan la energía térmica del sol, concentrándola en un receptor que transfiere dicha energía a un fluido caloportador que acciona una turbina de vapor. Los sistemas CSP (Concentrated Solar Power) presentan aplicaciones más allá únicamente de la producción de electricidad; la producción del vapor mediante energía solar también resulta atractiva a industrias como las de refino, procesamiento de comidas, carpintería, desalinización y productos químicos o incluso en sistemas de refrigeración.

### 1.1.3 Objetivos de futuro

Centrando la atención en la efectividad de estos sistemas se observa relativamente poco aprovechamiento de las capacidades térmicas que ofrece el sol, en términos de potencia instalada, así como un bajo rendimiento en la operación de las turbinas de vapor empleadas en dichas centrales, en torno al 40%. En algunos casos, como sistemas de refuerzo se combinan con turbinas de gas, llegando a aumentar su eficiencia hasta un 60%; no obstante, ello requiere el uso de gas natural como combustible.

Una línea de investigación llevada a cabo a finales de los sesenta del siglo pasado proponía el uso del CO<sub>2</sub> en condiciones de presión y temperatura por encima de su punto crítico como un fluido químicamente estable, seguro, barato, no tóxico, no inflamable y fácilmente disponible. Este fluido presentaba características perfectas para ser introducido como fluido de trabajo en ciclos de potencia, lo que hizo que la comunidad científica e industrial centraran, desde hace más de una década, su atención en el estudio y desarrollo de ciclos que operen con CO<sub>2</sub> supercrítico. Una de las características más interesantes de estos ciclos es su capacidad de obtener altas eficiencias en un amplio campo aplicaciones a distintos niveles de temperatura como son sistemas de energía solar térmica, sistemas de recuperación de calor o para el sector nuclear [7]. Infinidad de artículos de investigación sobre los ciclos de sCO<sub>2</sub>, entre los que se encuentran los desarrollados por el grupo de Máquinas y Motores Térmicos de la Universidad de Sevilla [6] entre otras universidades y centros de investigación, llegan a la conclusión de que existen hasta ochenta tipos de ciclos, simples y combinados, de sCO<sub>2</sub> según su aplicación y características, pero que presentan una alta eficiencia, versatilidad y destacadas prestaciones en un amplio campo de aplicaciones.

Summary list of combined cycles.

Number	Cycle name	Category label	Locus of sCO <sub>2</sub> cycle
1	Simple Recuperated	R1	Topping
2	Simple Recuperated + RH + IC	R1 – IC – RH	Topping
3	Recompression	R2 – SFC	Topping
4	Partial Cooling	R2 – IC – SFC	Topping
5	Partial Cooling + RH	R2 – IC – RH – SFC	Topping
6	sCO <sub>2</sub> – ORC II	R3 – SFH	Topping
7	sCO <sub>2</sub> – ORC III	R3 – SFC	Topping
8	sCO <sub>2</sub> – ORC IV	R3 – IC – SFC – SFH	Topping
9	Brayton	Simple	Bottoming
10	iso-Brayton	Simple	Bottoming
11	Simple Recuperated	R1	Bottoming
12	Hot Day	R1 – IC	Bottoming
13	Preheating	R1 – SFH	Bottoming
14	Triple Heating	R1 – SFH	Bottoming
15	Dual Expansion	R1 – SFHE	Bottoming
16	Combined Recompression and Preheating	R1 – SFC – SFH	Bottoming
17	Precompression	R2 – IC	Bottoming
18	Recompression	R2 – SFC	Bottoming
19	Partial Recuperation	R2 – SFHE	Bottoming
20	Cascade I	R2 – SFHE	Bottoming
21	Cascade II	R2 – SFHE	Bottoming
22	Dual Stage	R2 – SFHE	Bottoming
23	Cascade I + IC	R2 – IC – SFHE	Bottoming
24	Cascade II + IC	R2 – IC – SFHE	Bottoming
25	Composite Bottoming II	R2 – SFC – SFHE	Bottoming
26	Composite Bottoming III	R2 – SFC – SFHE	Bottoming
27	Cascade III	R2 – IC – SFH – SFHE	Bottoming
28	Three-Stage	R3 – SFHE	Bottoming
29	Bottoming recompression with Reheat	R3 – RH – SFC	Bottoming
30	Composite Bottoming I	R3 – SFC – SFHE	Bottoming
31	Composite Bottoming IV	R3 – RH – SFC – SFHE	Bottoming
32	Simple Recuperated + Recompression	R1 + (R2 – SFC)	Bottoming
33	Recompression + Preheating	(R2 – SFC) + (R1 – SFH)	Bottoming
34	Precompression + Preheating	(R2 – IC) + (R1 – SFH)	Bottoming
35	sCO <sub>2</sub> + TCO <sub>2</sub>	R1+Simple	Bottoming
36	RCO <sub>2</sub> + TCO <sub>2</sub>	(R2 – SFC) + Simple	Topping + Bottoming
37	Peregrine Turbine	Simple	Nested
38	Recuperated Peregrine Turbine	R1 – SFH	Nested

Tabla 3. Ciclos combinados operando con CO<sub>2</sub> supercrítico [6]

stand-alone cycles. Original boundary conditions (P [MPa], T [°C]).

Num.	Cycle name	$P_{min}$	$T_{min}$	$P_{max}$	$T_{max}$	$\eta_m$	Application
1	Simple Recuperated	7.35	32.0	25.0	550	40.4	Not specified
2	Transcritical CO <sub>2</sub>	5.0	15.0	20.0	700	42.0	Nuclear
3	Hot day	6.5	28.0	25.0	510	37.3	WHR
4	Allam	3.0	20.0	30.0	1150	59.0	Oxy-combustion
5	Intercooling II	7.5	32.0	25.0	500	37.0	Nuclear
6	Brayton CO <sub>2</sub> GT	1.8	35.0	10.2	650	45.0	CSP
7	Reheating II	7.5	32.0	25.0	500	37.5	Nuclear
8	Split – Expansion	7.5	32.0	25.0	500	34.0	Nuclear
9	Matiati	0.1	29.0	30.0	1300	44.3	Oxy-combustion
10	Allam – RH	0.1	20.0	30.0	1150	60.0	Oxy-combustion
11	Forced Cooler	6.7	–40.0	25.0	830	48.7	Nuclear/CSP
12	DEMO	0.4	20.0	24.0	1250	52.0	Oxy-combustion
13	Preheating	7.5	32.0	25.0	500	27.0	Nuclear
14	S – EJ	6.8	32.0	25.0	650	41.6	Nuclear/CSP
15	Inter – Recuperated	7.5	32.0	25.0	500	38.0	Nuclear
16	Recompression	7.8	32.0	25.0	550	46.5	Nuclear
17	BAS	8.5	30.0	25.0	458	42.0	Nuclear
18	Precompression	9.6	32.0	25.0	550	43.5	Nuclear
19	Recuperated CPOC	0.1	–62.0	17.5	1200	63.0	Oxy-combustion
20	Partial Cooling	5.0	32.0	25.0	550	46.1	Nuclear
21	Intercooling I	7.6	32.0	20.0	480	39.0	Nuclear
22	Reheating I	7.6	32.0	20.0	415	37.0	Nuclear
23	Double Reheated Recompression	7.5	32.0	30.0	620	52.4	Fossil Fuel (Coal)
24	Driscoll	7.6	32.0	25.0	550	40.0	Nuclear
25	REC2	8.5	30.0	25.0	550	45.7	Nuclear
26	Turbine Split Flow I	7.5	32.0	25.0	500	33.0	Nuclear
27	Turbine Split Flow II	7.5	32.0	25.0	500	30.5	Nuclear
28	Turbine Split Flow III	7.5	32.0	25.0	500	29.0	Nuclear
29	RC – EJ	14.7	32.0	25.0	650	41.6	Nuclear/CSP
30	Recompression + IC + RH	8.0	32.0	25.0	550	48.5	CSP
31	Partial Cooling + RH	5.0	32.0	25.0	480	48.0	CSP
32	MC – EJ	5.6	32.0	25.0	650	41.6	Nuclear/CSP
33	Double Recompression	7.6	32.0	20.0	466	39.0	Nuclear
34	Partial Cooling w/ Improved Recup.	4.4	32.0	15.0	550	45.0	Nuclear
35	Cascade		not declared			41.4	CSP
36	REC3	8.5	32.0	22.5	600	46.0	Nuclear
37	Schroder – Turner	6.6	47.0	34.0	650	49.6	Nuclear
38	Quasi – combined	0.1	–70.0	15.6	1300	65.6	Oxy-combustion
39	Rankine w/ Reheat	5.7	20	12	90	7.3	WHR
40	Rankine w/ rejector	7.2	30.0	12.5	72.0	6.4	WHR
41	CPOC	0.1	–17.7	15.2	530	30.0	Oxy-combustion
42	TCO	0.1	20.0	48.3	705	40.0	Oxy-combustion

Tabla 4 Ciclos simples operando con CO<sub>2</sub> supercrítico [6]

Las turbinas de gas y las turbinas de vapor como elementos esenciales a día de hoy para la producción de energía eléctrica, implícita en tantos campos de aplicación, renovable o no renovable, de mayor o menor desarrollo en la aportación de energía al país, están compuestas por turbomáquinas como marcan los ciclos que las gobiernan. No obstante, los ciclos de sCO<sub>2</sub> no iban a ser menos. Luego, como resaltan varios artículos, el conocimiento del comportamiento y eficiencia de las turbomáquinas que compondrán el ciclo, es también uno de los grandes temas de investigación en el ámbito del sCO<sub>2</sub>.

### 1.1.4 Utilización de dióxido de carbono supercrítico en turbomáquinas

Los ciclos termodinámicos de sCO<sub>2</sub> ofrecen la posibilidad de un beneficio económico y competitivo respecto a los ciclos de vapor, principalmente en eficiencia y en coste de material. Sin embargo, este beneficio termodinámico sólo puede obtenerse si se dispone de los equipos que permiten materializar los ciclos [7]. En este sentido, en ocasiones se suele subestimar la singularidad de las turbomáquinas y las necesidades de desarrollos complejos asociadas a estos equipos.

Por ello, es necesario conocer el comportamiento de las turbomáquinas y sus capacidades para afrontar las condiciones de operación del ciclo con criterios de tamaño, tipología y eficiencia de las turbinas o turbocompresores que se incluyan. El CO<sub>2</sub> supercrítico influirá en el diseño de la misma, por lo que habrá que

emplear especial atención en las cargas aerodinámicas de los álabes y la velocidad de giro del eje, así como en los materiales, la fabricación y las solicitaciones mecánicas de los distintos elementos que componen la máquina. [5]

La utilización de ciclos sCO<sub>2</sub> va a suponer, además de un aumento en la eficiencia, en la compacidad y en las prestaciones, ciertas restricciones en el diseño que deben conocerse a la hora de abordarlo. Pueden considerarse las altas cargas aerodinámicas sobre el álabe, posibles inversiones de flujo (bombeo), las consideraciones mecánicas del material del álabe, así como las propiedades que el fluido supercrítico tiene como gas no ideal. [8] [9]

En este último aspecto se han centrado diversos estudios sobre el impacto del cambio de fluido de trabajo en turbomáquinas, evaluando el comportamiento de distintas turbinas y compresores operando con fluidos ideales y estableciendo una comparativa con fluidos no ideales, como el CO<sub>2</sub> supercrítico, bajo las mismas condiciones de operación. Servirá para poder evaluar y comparar los parámetros característicos de la turbomáquina o sus elementos para distintas condiciones de conorno y geometrías, estableciendo similitudes entre el comportamiento con un fluido convencional o con un fluido como sCO<sub>2</sub>. [3]

En definitiva, el diseño de turbomáquinas para uso en ciclos de CO<sub>2</sub> supercrítico introduce elementos novedosos respecto del de turbomáquinas convencionales debido a las altas presiones y temperaturas del fluido y al comportamiento del mismo como gas no ideal. Es necesario por tanto estudiar el impacto de la sustitución del fluido de trabajo sobre el comportamiento de la turbomáquinas para, posteriormente, modificar las reglas y metodologías de diseño de manera adecuada.

## 1.2 Objetivo del trabajo

Dada la necesidad de desarrollar componentes eficientes para estos nuevos sistemas de producción de potencia para aprovechamiento de fuentes renovables, este proyecto centra su atención en el estudio del comportamiento de una turbomáquina operando con CO<sub>2</sub> supercrítico; concretamente estudiaremos el impacto que supone en las características esenciales de un turbocompresor axial el cambio de fluido de trabajo, de ideal a no ideal.

En este trabajo se analizará en un primer bloque el estudio de la actuación de cascada de compresor axial, viendo cómo se comporta el flujo a través de las variaciones que sucedan del campo de velocidades del fluido en la corona. En el estudio se va a utilizar una herramienta de dinámica de fluidos computacional, con la que obtendremos resultados de un análisis numérico de los parámetros que tiene el fluido a la salida de la cascada, consiguiendo así una evaluación cualitativa de las irreversibilidades y prestaciones del compresor axial que operará con la geometría y las condiciones impuestas en el cálculo. Con esta relación de resultados obtendremos datos suficientes para proceder a una comparativa del comportamiento entre las características convencionales de una cascada de álabes de compresor operando con aire o CO<sub>2</sub> en condiciones ideales (cuando sus valores de presión o temperatura están suficientemente alejados de la zona crítica en los diagramas termodinámicos) y las obtenidas cuando se emplea CO<sub>2</sub> supercrítico.



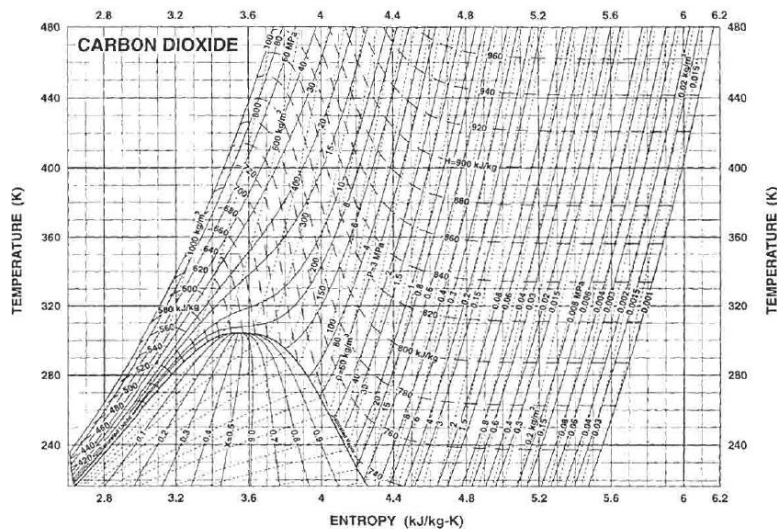


Figura 2. Diagrama temperatura-entropía del dióxido de carbono

Un segundo bloque de este TFG presenta un estudio preliminar para determinar si la aplicación de la metodología matemática de los subespacios activos es posible, con el objetivo de establecer el número de variables independientes que dominan el comportamiento de la cascada antedicha. Esta metodología, desarrollada por Paul Constantine, está basada en detectar el número de variables independientes que domina un determinado problema matemático o físico complejo mediante la evaluación de los autovalores y autovectores de las relaciones funcionales entre condiciones de operación y prestaciones. [12] [13]

Con este trabajo, el autor quiere poner de manifiesto su intención de contribuir al desarrollo de la aplicación del CO2 supercrítico en los compresores axiales, realizando una simulación virtual de los experimentos que se llevarían a cabo en el túnel de viento y siendo consciente de la complejidad que supone la implementación de un fluido con características especiales que, a priori, resultan de especial interés en la aplicación a las turbomáquinas.

### 1.3 Motivación del trabajo

La motivación que ha llevado al autor a realizar este trabajo es doble. La primera es una motivación particular del alumno, ya que gracias al desarrollo de este proyecto, se complementa la formación adquirida durante el grado universitario, perfeccionando los conocimientos en el ámbito de la termodinámica, los motores térmicos, los sistemas de producción de potencia y, más destacadamente en el mundo de las turbomáquinas térmicas. Esta línea de aprendizaje supone un mejor y más detallado conocimiento de las cascadas de álabes y de las características del comportamiento de las mismas, así como una introducción al cálculo de simulaciones con herramientas de cálculo numérico computacional de las turbomáquinas.

Y otra motivación es la contribución que el autor quiere hacer a la línea de investigación que se está desarrollando entorno al CO2 supercrítico como alternativa eficaz a otros fluidos de trabajo en los sistemas de producción de potencia. La contribución se basa en, sobre un estudio previo sobre cascadas de compresor axial, aumentar el número de casos evaluados aumentando el número de condiciones de contorno diferentes para el estudio de dicha turbomáquina. Se busca aportar nuevas visiones sobre las características del turbocompresor al operar con sCO2 contribuyendo al trabajo que el Grupo de Máquinas y Motores Térmicos de la Universidad de Sevilla está llevando a cabo desde hace más de diez años.



# 2 CARACTERIZACIÓN DE CASCADA DE ÁLABES

---

## 2.1 Actuaciones de cascada

Estudiar el funcionamiento de una turbomáquina significa conocer las variaciones del campo de velocidades del fluido a través de las coronas de álabes fijos y móviles, con el objetivo particular de estudiar las variaciones de momento cinético del flujo a su paso por las coronas de rotor; es decir, conocer las fuerzas ejercidas sobre el fluido sobre los álabes, o viceversa, así como el campo de presiones y velocidades que se generan en esta interacción. Estudiar el comportamiento del fluido dentro de la turbomáquina de manera experimental es altamente complicado y, en ocasiones, imposible debido a la tridimensionalidad del campo de velocidades, a las altas presiones y temperaturas y a la existencia de elementos rotativos. Por ello, a fin de poder realizar el estudio de manera más sencilla, se dispone una hilera bidimensional de álabes, llamada cascada, en la que puede estudiarse el comportamiento del fluido en condiciones semejantes a las de la turbomáquina siempre que se admita en ésta la hipótesis de flujo bidimensional (es decir, si la relación de radios de raíz y cabeza es suficientemente grande). [2]

Este trabajo se va a centrar en analizar la actuación de una cascada de álabes de compresor axial, resolviendo el problema directo. En dicho problema directo, a partir de un perfil aerodinámico (NACA 065 en este trabajo) y definidos el ángulo de calado y la relación entre el paso y la cuerda de dos álabes consecutivos, se estima el comportamiento de esa cascada, definido por la capacidad para convertir energía cinética en presión estática y por la irreversibilidad (pérdida de presión de remanso) de dicho proceso:

A continuación se presentan los parámetros característicos de una cascada de álabes, tanto geométricos como fluidodinámicos, cuya correspondencia aparece en la Figura 3.

- *Ángulo de entrada del álabe ( $\alpha'_1$ ): ángulo entre el borde de ataque del álabe y la normal al frente de la cascada.*
- *Ángulo de salida del álabe ( $\alpha'_2$ ): ángulo entre el borde de estela del álabe y la normal al frente de la cascada.*
- *Ángulo de calado ( $\xi$ ): ángulo entre la prolongación de la cuerda del álabe y la normal al frente de la cascada.*
- *Ángulo de curvatura ( $\theta$ ): diferencia de los ángulos de las tangentes de la línea de curvatura en el borde de ataque y de estela. ( $\theta = \alpha'_1 - \alpha'_2$ )*
- *Ángulo de entrada del flujo ( $\alpha_1$ ): ángulo entre la dirección del flujo a la entrada y la normal al frente de la cascada.*
- *Ángulo de salida del flujo ( $\alpha_2$ ): ángulo entre la dirección del flujo a la salida y normal al frente de la cascada.*
- *Ángulo de incidencia ( $i$ ): diferencia entre los ángulos de entrada del álabe y de entrada de flujo. ( $i = \alpha_1 - \alpha'_1$ )*
- *Ángulo de desviación ( $\delta$ ): diferencia entre los ángulos de salida del álabe y de salida de flujo. ( $\delta = \alpha_2 - \alpha'_2$ )*
- *Ángulo de deflexión ( $\varepsilon$ ): diferencia entre los ángulos de entrada y salida del flujo. ( $\varepsilon = \alpha_1 - \alpha_2$ )*
- *Fuerza tangencial (Y): Componente tangencial de la fuerza que el álabe ejerce sobre el fluido, y que produce el par que mide la potencia de accionamiento de la corona de álabes de rotor. Depende directamente de la deflexión.*
- *Fuerza de empuje (X): Componente axial de la fuerza que el álabe ejerce sobre el fluido, y que produce empuje. Esta fuerza depende esencialmente de la variación de presión del flujo a su paso por la cascada.*

- *Coficiente de pérdida de presión de total ( $\bar{\omega}$ ): medida adimensional de la pérdida de presión de remanso debida a la fricción superficial y sus efectos afines del fluido a su paso por la cascada.*
- *Coficiente de aumento de presión estática ( $\bar{c}_p$ ): medida adimensional de la diferencia de presiones estáticas experimentada por el fluido a su paso por la cascada.*
- *Coficiente de sustentación ( $C_L$ ): componente de la fuerza del álabes sobre el fluido medido en la dirección de la velocidad media del flujo entre la entrada y la salida.*
- *Coficiente de arrastre ( $C_D$ ): componente de la fuerza del álabes sobre el fluido medido en la dirección normal a la velocidad media del flujo entre la entrada y la salida.*

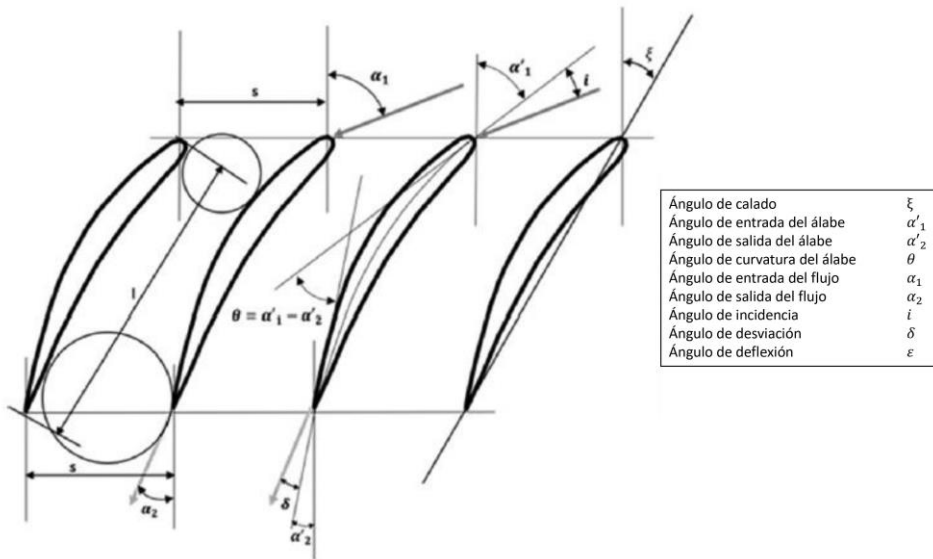


Figura 3. Definición geométrica de la cascada [2]

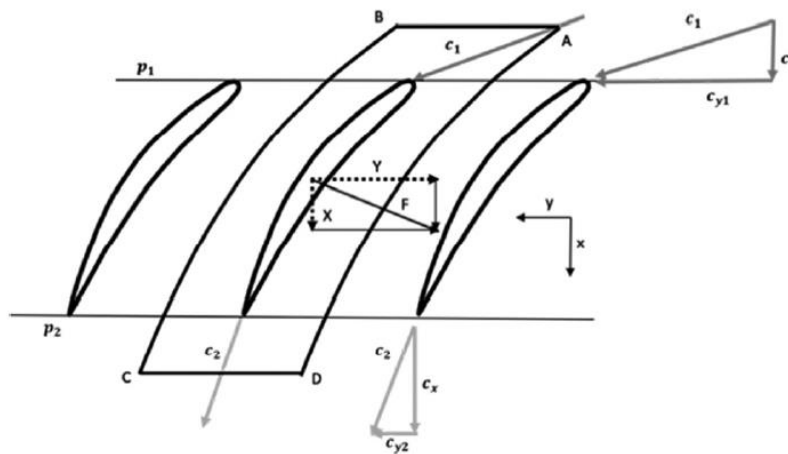


Figura 4. Fuerzas sobre una cascada [2]

Este estudio se realiza para diferentes condiciones de contorno tanto en velocidad (magnitud y dirección) como en presión y temperatura del fluido entrante. También es posible cambiar las características geométricas de la cascada.

A fin de caracterizar el comportamiento de la cascada es necesario definir el siguiente conjunto de variables:

- De control: velocidad ( $c_1$ ) y ángulo de entrada de flujo  $\alpha_1$ .
- Geométricas: ángulos entrada y salida del álabes ( $\alpha'_1, \alpha'_2$ ), cuerda del álabes ( $l$ ), distancia entre álabes en el borde de ataque o paso ( $s$ ).

- Propiedades del fluido en la entrada: densidad ( $\rho_{01}$ ), viscosidad ( $\mu$ ), velocidad del sonido ( $a_{01}$ ), y exponente isentrópico ( $\gamma$ ).

Por tanto, el comportamiento de la cascada depende de diez parámetros, situación compleja para un estudio experimental y para su representación. A fin de explorar el número mínimo de variables que definen el problema, se hace uso de análisis dimensional mediante el cual se reducirá el número de variables a un número menor de grupos adimensionales, pudiendo así predecir el comportamiento y la eficiencia mediante un modelo a escala de la cascada.

La forma de conocer el número de grupos adimensionales que caracterizan el comportamiento de las cascadas es el *teorema Pi de Buckingham* que se enuncia del siguiente modo: “*el número mínimo de grupos adimensionales independientes que pueden emplearse para describir un fenómeno desconocido en el que intervienen “n” variables, es igual a “n-r”, siendo “r” el número de dimensiones fundamentales necesarias para representar las “n” variables*”. [2]

$$\alpha_2, \bar{\omega} = f(\alpha'_1, \alpha'_2, s, l, \alpha_1, a_{01}, \rho_{01}, \gamma, \mu)$$

Por tanto, aplicando el teorema es posible reducir la complejidad del problema para que el comportamiento de la cascada quede definido en función de siete variables independientes (grupos adimensionales).

$$\alpha_2, \bar{\omega} = f(\theta, \xi, \frac{s}{l}, \alpha_1, M_{01}, Re_{01}, \gamma)$$

Las nuevas variables independientes serán la curvatura  $\theta$ , el ángulo de calado  $\xi$ , la relación paso-cuerda, la incidencia representada por el ángulo de entrada, el número de Mach a la entrada (donde está implícita la velocidad), el número de Reynolds y el tipo de fluido, caracterizado por el exponente isentrópico  $\gamma$ . En este trabajo, ya que se está resolviendo el problema directo, las variables referidas a la geometría y disposición de los álabes son constantes y por tanto desaparecen de la formulación del problema:

$$\alpha_2, \bar{\omega} = f(\alpha_1, M_{01}, Re_{01}, \gamma)$$

El comportamiento (actuación) de una cascada suele representarse de manera gráfica según se ilustra en la Figura 5. En dicha figura se representan las variaciones de  $\varepsilon$  y  $\bar{\omega}$  respecto de la incidencia para un conjunto de variables operativas y de contorno. Se prestará especial atención a los valores de incidencia que producen un aumento más acusado de las pérdidas  $\bar{\omega}$ , valores para los que la cascada entra en desprendimiento. La entrada en desprendimiento corresponderá a los valores de máxima deflexión, pero no será posible definir con exactitud la incidencia para la cual ocurre este fenómeno, lo que nos llevará a tener que buscar una solución arbitraria de incidencia.

Dado que también suceden puntos de desprendimiento para incidencias negativas por aumento de las pérdidas de presión de remanso, una situación de compromiso pudiera ser establecer un intervalo de trabajo que abarque el rango de incidencias entre los dos límites de desprendimiento. La definición de estos rangos se hace a a partir de la incidencia de referencia, que puede ser la que ocupe el valor medio del intervalo o bien la de pérdida mínima. Así podremos estimar las pérdidas por perfil y los límites de deflexión del fluido para evitar desprendimiento.

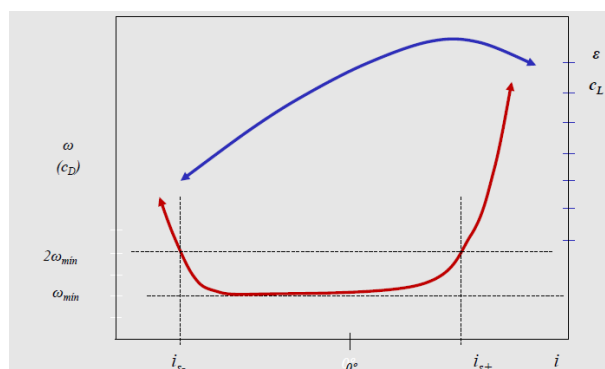


Figura 5. Actuación de una cascada de álabes de compresor axial [2]

Queda así definido el problema directo basado en cuatro grupos adimensionales sobre el cual se van a desarrollar las tareas del trabajo. Aunque no sea posible en la actualidad la determinación de las prestaciones de cascada mediante métodos analíticos, sí lo es mediante la utilización de métodos numéricos basados en Dinámica de Fluidos Computacional (CFD), en los cuales se simulan las actuaciones de una cierta cascada sometida a las mismas condiciones de contorno que en un túnel de viento.

A partir de este planteamiento conceptual, este trabajo empleará técnicas computacionales para estimar las actuaciones de una cascada de álabes de compresor axial sometida a un número muy elevado de condiciones de contorno diferentes. Se prestará especial atención a las condiciones de velocidad y, fundamentalmente, a la naturaleza del fluido.

## 2.2 Influencia del cambio de fluido sobre el comportamiento de cascada

En el estudio de cascadas se van a observar los cambios de velocidad y transformación de energía que el flujo experimenta a su paso por las secciones de paso entre álabes. Dado que el estudio se está realizando sobre las prestaciones de un compresor axial, la transformación consiste en la evolución de la energía cinética (mediante una reducción de la velocidad) hasta presión estática debido al efecto difusor de la geometría del álabe. Si se analiza el comportamiento de esa transformación mediante la ecuación de conservación de la cantidad de movimiento observamos, en un volumen de control definido en la figura 4 (*ABCD*), que se producen fuerzas del álabe sobre el fluido en las direcciones axial y tangencial del flujo (*X* e *Y*).

$$\rho \cdot s \cdot c_x^2 = p_1 \cdot s - p_2 \cdot s + X \rightarrow X = (p_1 - p_2) \cdot s$$

$$\rho \cdot s \cdot c_x \cdot c_{y2} - \rho \cdot s \cdot c_x \cdot c_{y1} = -Y \rightarrow Y = \rho \cdot s \cdot c_x^2 \cdot (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2)$$

Donde el parámetro  $\rho$  es la densidad del fluido,  $s$  es el paso de la cascada, y  $c$  la velocidad del fluido. Como se definió anteriormente,  $X$  e  $Y$  son las componentes axial y tangencial de la fuerza del álabe sobre el fluido. La segunda componente (la  $Y$ ) es el factor más interesante, contribuye al PAR que debe vencer el eje de la máquina, y el *empuje* (la  $X$ ) suele minimizarse porque sobrecarga los cojinetes del turbocompresor (en una aplicación real) y contribuye al incremento de las pérdidas mecánicas.

A la hora de evaluar estos términos se deben conocer las propiedades del fluido de trabajo, como es en este caso la densidad. Dado que el objetivo de este trabajo es poder llegar a comprender el comportamiento del compresor axial operando con fluidos no ideales, realizaremos el análisis con el CO<sub>2</sub> supercrítico. Se compararán, por tanto, las actuaciones en cascada de fluidos no ideales con fluidos ideales como el CO<sub>2</sub> en condiciones subcríticas, para establecer similitudes entre ambos. Luego, respecto al estudio de las fuerzas, será de especial interés el papel de la densidad en las ecuaciones de cantidad de movimiento. El aspecto más destacado es que la densidad del aire oscila en torno a 1,2 kg/m<sup>3</sup> que es dos órdenes de magnitud menor que la densidad del CO<sub>2</sub> en la proximidad del punto crítico: aproximadamente 225 kg/m<sup>3</sup>. Se va a producir, por tanto, un incremento considerable en las fuerzas sobre cascada que puede llevar a situaciones mecánicamente incompatibles, que deriven en fractura. Para evitar estas situaciones se plantean cambios en el diseño y/o condiciones de operación de la cascada que prevengan las situaciones indicadas:

- Reducir la deflexión,  $\varepsilon$ , es decir, reducir las prestaciones del compresor. Se reduce la carga aerodinámica sobre el álabe (el par) afectando tanto a la compresión como al coste del compresor por la necesidad de aumentar el número escalonamientos para alcanzar escalonamientos para una determinada relación de compresión.
- Reducir la velocidad a la entrada,  $c_1$ . Para ello, se plantea un aumento del área de paso a la entrada para el mismo gasto másico. Esto supone un coste mayor pero también reduce las pérdidas aerodinámicas que genera reducir la velocidad.
- Reducir la relación paso-cuerda: aunque se reparta la carga aerodinámica sobre un número de álabes mayor, las pérdidas por fricción pueden aumentar. [3]

## 2.3 Presentación de casos y cálculo de resultados

Considerando todo lo expuesto en los dos últimos apartados, se procede a presentar los valores de las variables independientes que definían el comportamiento de la cascada, el método de cálculo con el que vamos a estudiar los parámetros del turbocompresor y, a posteriori, analizar, explicar y comentar los resultados obtenidos. Estos parámetros serán dos; las prestaciones del compresor, es decir, la capacidad de medir cuánta energía cinética se transforma en presión estática (mediante el coeficiente de aumento de presión estática,  $c_p$ ), y la irreversibilidad del proceso, medida con el coeficiente de pérdida de presión de remanso,  $\bar{\omega}$ . Para ello, se han utilizado hasta tres programas de cálculo para desarrollar el método numérico con CFD y *Matlab*®.

El primer software utilizado ha sido *REFPROP* (“*Reference Fluids Properties*”), un programa que calcula las propiedades termodinámicas y de transporte de fluidos con cierta importancia en el ámbito industrial y todas sus mezclas. Con *REFPROP* se van a conocer las variables termodinámicas que caracterizan a los fluidos empleados y todas sus variaciones en función de una temperatura y presión de entrada introducida por el usuario. En el mayor de los casos, estos valores de temperatura y presión de remanso han sido de 315 K y 1 bar, cantidad suficiente para establecer una comparativa estable entre fluidos ideales, y de 315 K pero con un aumento de presión hasta 7’55 bar en el caso de los fluidos no ideales, superando así el punto crítico (aproximadamente 31°C y 7’4 bar) según el diagrama de *Mollier* del CO<sub>2</sub>.

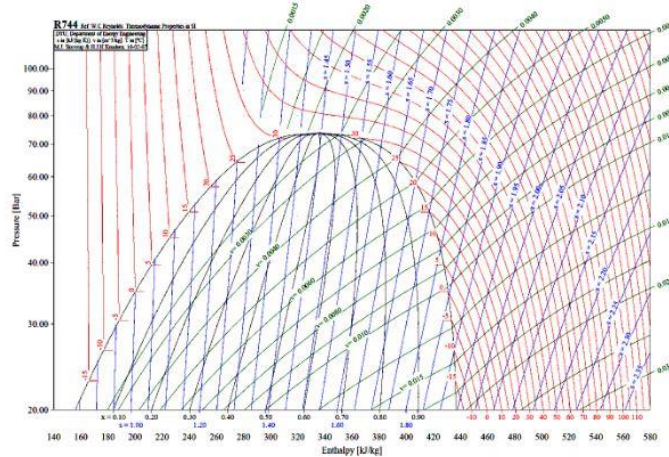


Figura 6. Diagrama de Mollier para el CO<sub>2</sub>

Como se demostró en el apartado relativo a la influencia del fluido no ideal y como se corroborará en los sucesivos cálculos, el valor de la temperatura de remanso en el caso del CO<sub>2</sub> supercrítico será susceptible de ser modificado para establecer indirectamente la temperatura estática a la entrada de la cascada en el valor deseado, próximo al punto crítico. Esto es debido a que, según la definición de variables de remanso, si la temperatura de remanso es demasiado cercana al punto crítico, un aumento en la velocidad del flujo al fijar la condición de contorno en Mach hace que la temperatura estática pueda reducirse y situarse en la zona bifásica, con lo que serán necesarias aumentos de temperatura de remanso para evitarlo.

$$h_{01} = h_1 \downarrow + \frac{c_1^2 \uparrow}{2}$$

El segundo software en este apartado del cálculo de las simulaciones es una herramienta de dinámica de fluidos computacional, CFD (*Computational Fluids Dynamics*). Operando con el software comercial de *ANSYS Fluent*®, se han obtenido las soluciones aproximadas de las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de un fluido a su paso por la cascada de álabes. Este método resultará suficientemente fiable ya que las ecuaciones de Navier-Stokes, como leyes de conservación no lineales que describen el movimiento del fluido, están basadas esencialmente en balances de flujo en un contorno definido, finito. Esos contornos son las llamadas mallas generadas sobre la geometría del álabes (se observan en la figura 7) y que serán los recintos a los que aplicaremos las ecuaciones fluidodinámicas. Tras la aplicación de *Fluent*, el programa generará un fichero de texto del que habrá que extraer los resultados para su posterior estudio.

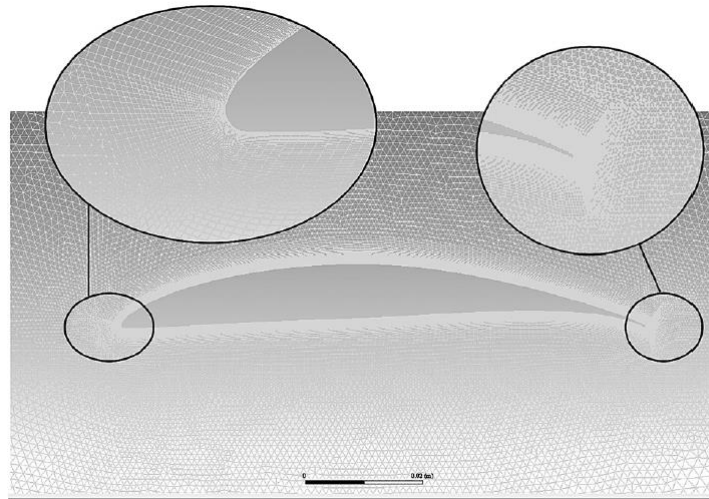


Figura 7. Perfil de álabes NACA-65 con mallado [3]

El sistema de cómputo numérico comercial utilizado para relacionar los anteriores programas será *Matlab*®, mediante el cual se ha establecido un algoritmo para el cálculo de los límites de difusión, desarrollado por José María Rodríguez [4] y adaptado al estudio de diferentes fluidos por Carlos Tello [3] en anteriores trabajos de fin de carrera. Este código de Matlab se basa en un proceso iterativo mediante el cual se modifican las condiciones de contorno directas en Ansys Fluent (presiones, temperaturas y velocidades) para obtener las condiciones de operación indirectas deseadas (Mach, Reynolds, factor de compresibilidad), dada una cascada con una cierta geometría. El criterio de convergencia en este trabajo, a fin de contener los tiempos de computación, se establece en  $10^{-2}$  para los parámetros de operación indicados, por lo que el bucle irá operando hasta alcanzar el error máximo deseado y presentar estos últimos resultados como lo definitivos.

Una vez presentada la forma de cálculo que se va a llevar a cabo, se describen a continuación cuáles han sido los diferentes casos y las diferentes condiciones de contorno tomadas para efectuar los cálculos.

### 2.3.1 Tipo de fluido

Como se ha comentado en la descripción del proyecto, la comparativa de actuaciones en la cascada será mediante la implementación de fluidos ideales y no ideales, por lo que el valor de  $\gamma$ , exponente isentrópico definido como el cociente entre capacidades caloríficas a presión y volumen constante, se ha modificado para tres casos distintos.

- Aire.  $\gamma_1 = 1.4$
- Dióxido de carbono.  $\gamma_2 = 1.33$
- Dióxido de carbono en condiciones supercríticas.  $\gamma_3 = 1.33$ . (Este último apartado varía poco ya que se está refiriendo al mismo tipo de fluido)

### 2.3.2 Número de Reynolds

Se ha establecido también un cambio en el número de Reynolds basado en la cuerda del álabes, número adimensional que hace referencia al nivel de turbulencia, es decir, a la relación entre las fuerzas inerciales y las fuerzas viscosas de que aparecen durante el movimiento del fluido. Para garantizar el nivel de turbulencia deseado en cada caso, se modificará la longitud característica del álabes. Se ha variado el orden de magnitud de  $Re$  en relación al valor crítico de este considerado en torno a  $10^5$ . Los valores establecidos, tomados arbitrariamente de estudios anteriores sobre turbocompresores axiales, han sido.

- $Re_1 = 23567$  (orden de  $10^4$ )
- $Re_2 = 235670$  (orden de  $10^5$ , crítico)
- $Re_3 = 2356700$  (orden de  $10^6$ )



### 2.3.3 Número de Mach

Dado que los resultados de salida de cascada están fundamentados en el cálculo del error relativo de la velocidad del fluido, la velocidad de referencia o velocidad objetivo está implementada por el número de Mach absoluto a la entrada. Este número se expresa en función de una velocidad del sonido definida según los parámetros de presión y temperatura de remanso medidos en las inmediaciones de la cascada. Los valores tomados para el cálculo de cada fluido y cada número de Reynolds han sido:

- $M_1 = 0'083$
- $M_2 = 0'2$
- $M_3 = 0'4$
- $M_4 = 0'6$

### 2.3.4 Ángulo de entrada (incidencia)

Por último, los datos calculados dependían de una última variable independiente para terminar de definir el comportamiento según la aplicación del *teorema Pi de Buckingham*. Se trata del ángulo de entrada del flujo, representado por la incidencia. Este parámetro resulta relevante tanto en la deflexión del flujo afectando a la carga aerodinámica, como en el estudio del desprendimiento de la capa límite, y por tanto, en las irreversibilidades de la cascada. Los valores de incidencia tomados, positivos y negativos, son estos:

$$i = [-12'5^\circ; -7'5^\circ; -5^\circ; -2'5^\circ; 0^\circ; 2'5^\circ; 5^\circ; 7'5^\circ]$$

Se añaden nueve casos dentro de cada fluido, cada valor de turbulencia y cada velocidad de entrada. En resumen se llegan a obtener hasta 324 casos diferentes entre los tres fluidos, los tres Reynolds, los cuatro número de Mach y las nueve incidencias. Se presenta a continuación el árbol de casos para los cuales se han obtenido resultados.

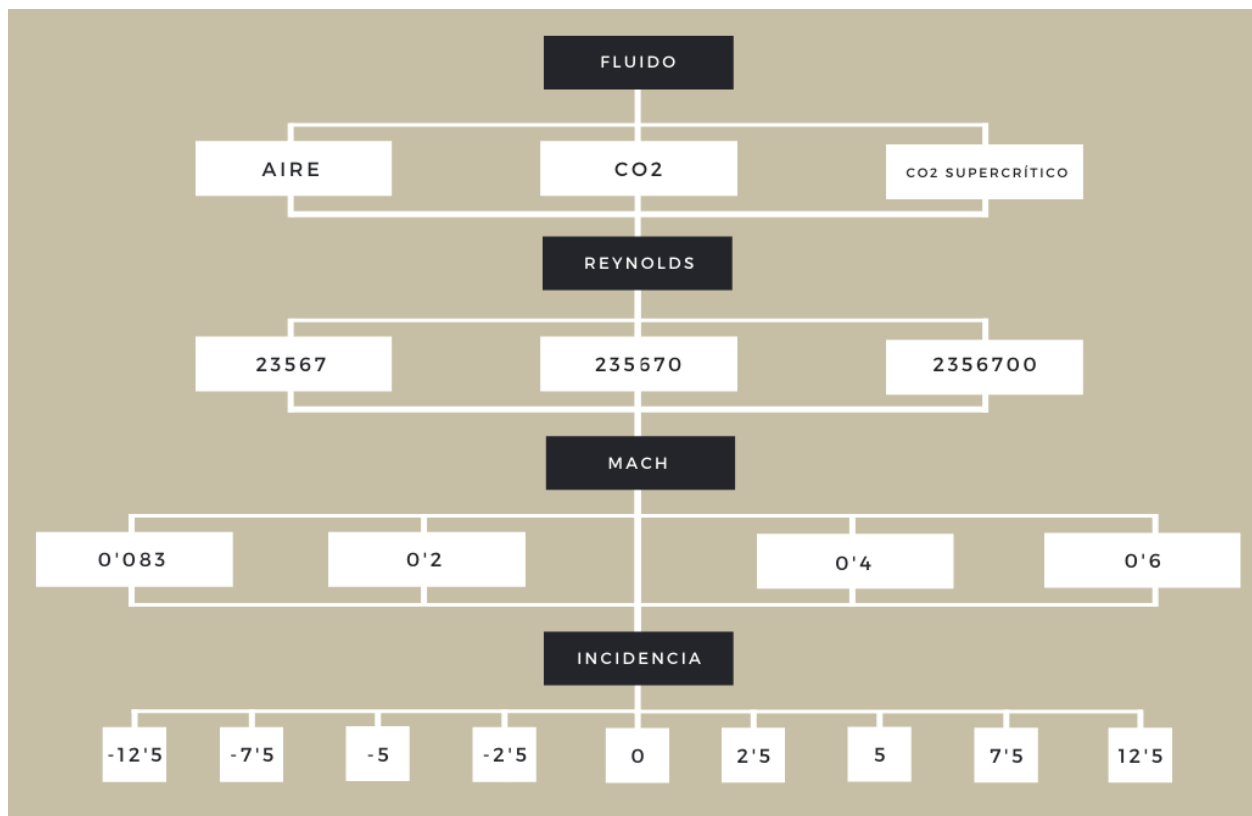


Figura 8. Árbol de casos estudiados

## 2.4 Resultados

Los resultados obtenidos mediante el uso de CFD se van a presentar y evaluar mediante unas gráficas donde se representarán los valores del coeficiente adimensional de pérdida de presión de remanso (reflejando las irreversibilidades y, por tanto, la eficiencia del compresor) y del coeficiente de aumento de presión (donde se establece una medida de la compresión llevada a cabo y, en resumen, de las prestaciones) correspondientes a los tres fluidos frente a los nueve valores del ángulo de incidencia para cada valor de Reynolds y Mach de la tabla de casos.

Los valores generados en Fluent se han recogido en tablas donde figuran todas las variables termodinámicas en cada ángulo de incidencia, según el Mach y el Reynolds en cuestión. A modo de ejemplo, se muestran en la siguiente tabla para las incidencias del caso del CO<sub>2</sub> en condiciones ideales para un Reynolds de 235670 y un Mach de 0'2.

	-10	-7,5	-5	-2,5	0
Temperatura [K]	298	298	298	298	298
Presión estática a la entrada [kPa]	101,2	101,2	101,2	101,2	101,2
Presión de remanso a la entrada [kPa]	103,9	103,9	103,9	103,9	103,9
Densidad [kg/m <sup>3</sup> ]	1,796	1,796	1,796	1,796	1,796
Gasto másico [kg/s]	2,86	2,77	2,67	2,57	2,46
Velocidad a la entrada [m/s]	53,88	53,88	53,88	53,88	53,88
Cuerda [mm]	36,74	36,74	36,74	36,74	36,74
Viscosidad [kg/m·s]	13'7·10 <sup>-5</sup>	13'7·10 <sup>-5</sup>	13'7·10 <sup>-5</sup>	13'7·10 <sup>-5</sup>	13'7·10 <sup>-5</sup>
Angulo de entrada del flujo [°]	36,26	38,76	41,26	43,76	46,26
Ángulo de calado [°]	31,26	31,26	31,26	31,26	31,26
Reynolds	2,3·10 <sup>5</sup>	2,3·10 <sup>5</sup>	2,3·10 <sup>5</sup>	2,3·10 <sup>5</sup>	2,3·10 <sup>5</sup>
Mach	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
Gamma (exponente isentrópico)	1,29	1,29	1,29	1,29	1,29
K <sub>s</sub>	1,287	1,287	1,287	1,287	1,287
Factor de compresibilidad	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99
Presión estática a la salida [kPa]	101,8	101,9	102	102,2	102,3
Presión de remanso a la salida [kPa]	103,8	103,8	103,8	103,8	103,8
Angulo salida del flujo [°]	-7	-6,9	-6,7	-6,3	-5,8
Coef. De aumento de presión	0,201	0,254	0,303	0,351	0,398
Coef. De pérdida de presión de remanso	0,0187	0,017	0,0169	0,0173	0,0184

Tabla 5. Tabla de resultados para el caso de CO<sub>2</sub> operando con Re=235670 y M=0'2

Si hacemos lo mismo para el CO<sub>2</sub> en condiciones supercríticas (315 K y 7'55 bar):

	-10	-7,5	-5	-2,5	0
Temperatura [K]	312,9	312,9	312,9	312,9	312,9
Presión estática a la entrada [kPa]	7403,2	7403,3	7403,2	7403,4	7403,4
Presión de remanso a la entrada [kPa]	761,4	761,4	761,4	761,4	761,4
Densidad [kg/m <sup>3</sup> ]	225,56	225,56	225,56	225,56	225,56
Gasto másico [kg/s]	3,88	3,75	3,62	3,47	3,33
Velocidad a la entrada [m/s]	43,05	43,05	43,05	43,05	43,05
Cuerda [mm]	0,495	0,495	0,495	0,495	0,495
Viscosidad[kg/m·s]	2,022·10 <sup>-5</sup>	2,022·10 <sup>-5</sup>	2,022·10 <sup>-5</sup>	2,022·10 <sup>-5</sup>	2,022·10 <sup>-5</sup>
Angulo de entrada del flujo [°]	36,28	38,78	41,28	43,78	46,28
Ángulo de calado[°]	31,26	31,26	31,26	31,26	31,26
Reynolds	2,38·10 <sup>5</sup>	2,38·10 <sup>5</sup>	2,38·10 <sup>5</sup>	2,38·10 <sup>5</sup>	2,38·10 <sup>5</sup>
Mach	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
Gamma (exponente isentrópico)	3,339	3,339	3,34	3,34	3,34
K <sub>s</sub>	1,38	1,38	1,38	1,38	1,38
Factor de compresibilidad	0,56	0,56	0,56	0,56	0,56
Presión estática a la salida [kPa]	74,43	74,55	74,66	74,76	74,85
Presión de remanso a la salida [kPa]	76,1	76,1	76,1	76,1	76,1
Angulo salida del flujo [°]	-6,73	-6,77	-6,55	-6,09	-5,34
Coef. De aumento de presión	0,193	0,249	0,299	0,346	0,388
Coef. De pérdida de presión de remanso	0,022	0,0191	0,0185	0,0192	0,0217

Tabla 6. Tabla de resultado para el caso de CO<sub>2</sub> supercrítico operando con Re=235670 y M=0<sup>2</sup>

Se observa que, para las mismas condiciones de Re y Mach y con los mismos ángulos de incidencia, al no tratarse de un fluido ideal, el factor de compresibilidad es menor que la unidad, como lo es en el caso anterior en condiciones ideales en la tabla 3. En términos de densidades, como se explicó en el apartado 2.2, también se puede apreciar la diferencia significativa que sucede al estar en presiones y temperaturas más altas. Se muestran, a modo de resumen, algunas de las variables que reflejan los beneficios mencionado en la introducción sobre el CO<sub>2</sub> supercrítico, como por ejemplo, longitudes de cuerda menores favoreciendo una compactabilidad mayor o viscosidades menos acusadas, disminuyendo las irreversibilidades por esfuerzos viscosos.

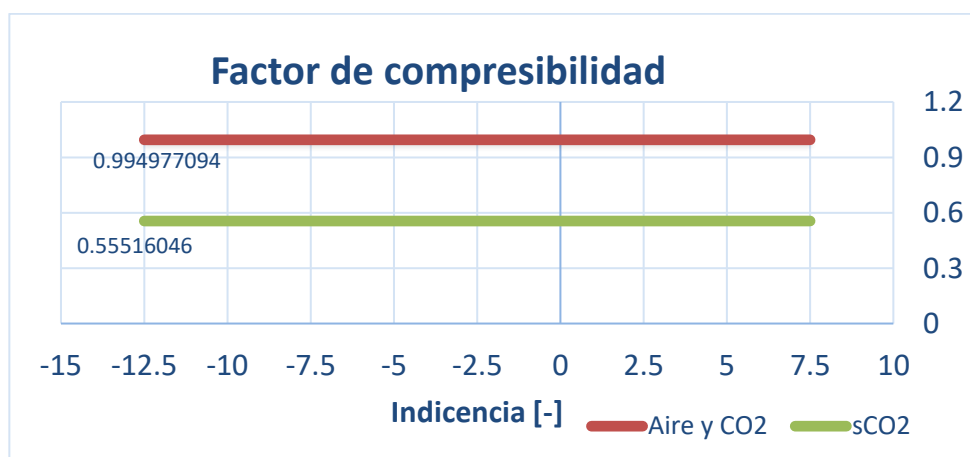


Figura 9. Representación del factor de compresibilidad en función del fluido y de la incidencia

Por tanto, estableciendo el cálculo para los 324 casos posibles, se obtienen los valores de  $c_p$  y  $\bar{\omega}$  y que se procede a evaluar mediante las siguientes gráficas donde se analizarán las características del comportamiento del turbocompresor axial que estamos evaluando para valores fijos de Mach y Reynolds. Sirvan estas tablas representativas de los resultados de especial interés para este estudio, y a partir de las cuales se han elaborado los gráficos y figuras con los que se evidencian algunas conclusiones.

$\omega$	<b>Re 235670 y Mach 0,083</b>				<b>Re 235670 y Mach 0,2</b>			
	$i$	Aire	CO2	sCO2	$i$	Aire	CO2	sCO2
	-12,5	0,027286	0,027232	0,027933	-12,5	0,029465	0,029263	0,032768
	-10	0,018061	0,01797	0,01851	-10	0,018884	0,01874	0,022016
	-7,5	0,016874	0,01679	0,017183	-7,5	0,017397	0,017283	0,0191
	-5	0,016608	0,016522	0,016938	-5	0,017083	0,016984	0,01846
	-2,5	0,016915	0,016834	0,017268	-2,5	0,017428	0,017322	0,019249
	0	0,017917	0,017836	0,018388	0	0,018566	0,018422	0,021661
	2,5	0,020228	0,020085	0,020909	2,5	0,021165	0,020948	0,028928
	5	0,025709	0,025518	0,026863	5	0,027399	0,027038	0,043611
	7,5	0,038081	0,037784	0,039476	7,5	0,040614	0,040119	0,065498

$\omega$	<b>Re 235670 y Mach 0,4</b>				<b>Re 235670 y Mach 0,6</b>			
	$i$	Aire	CO2	sCO2	$i$	Aire	CO2	sCO2
	-12,5	0,040791	0,039726	0,045086	-12,5	0,085844	0,10825	-24,6022
	-10	0,02332	0,022687	0,028465	-10	0,049194	0,043827	0,041411
	-7,5	0,019809	0,01939	0,023482	-7,5	0,028231	0,026272	0,026002
	-5	0,019127	0,018838	0,022054	-5	0,025347	0,024	0,024149
	-2,5	0,019647	0,01931	0,023202	-2,5	0,026177	0,024783	0,024977
	0	0,021356	0,020919	0,02676	0	0,029705	0,027993	0,028232
	2,5	0,025495	0,024791	0,037125	2,5	0,037376	0,035177	0,035911
	5	0,034708	0,033611	0,056228	5	0,051494	0,048707	0,049776
	7,5	0,051417	0,049884	0,0833	7,5	0,076741	0,071969	0,074718

Tabla 7. Tablas de valores de  $\bar{\omega}$  para el caso de Re=235670 para el análisis de resultados

## 2.4.1 Análisis de resultados

### 2.4.1.1 Influencia de la composición del fluido

Para el análisis de los valores obtenidos en el cálculo de la actuación de cascada, se considerará la comparativa entre los comportamientos de los distintos fluidos dejando el resto de variables independientes constantes. El estudio de estos cálculos se centrará en la zona de pérdidas mínimas, rango de incidencias  $[i_{s-}, i_{s+}]$  dentro del cual el coeficiente de pérdida de presión de remanso no excede del doble del valor mínimo de  $\bar{\omega}$ . Si se estudia el comportamiento de la gráfica observamos que los valores de los tres fluidos, para el mismo Reynolds y misma velocidad, son muy similares.

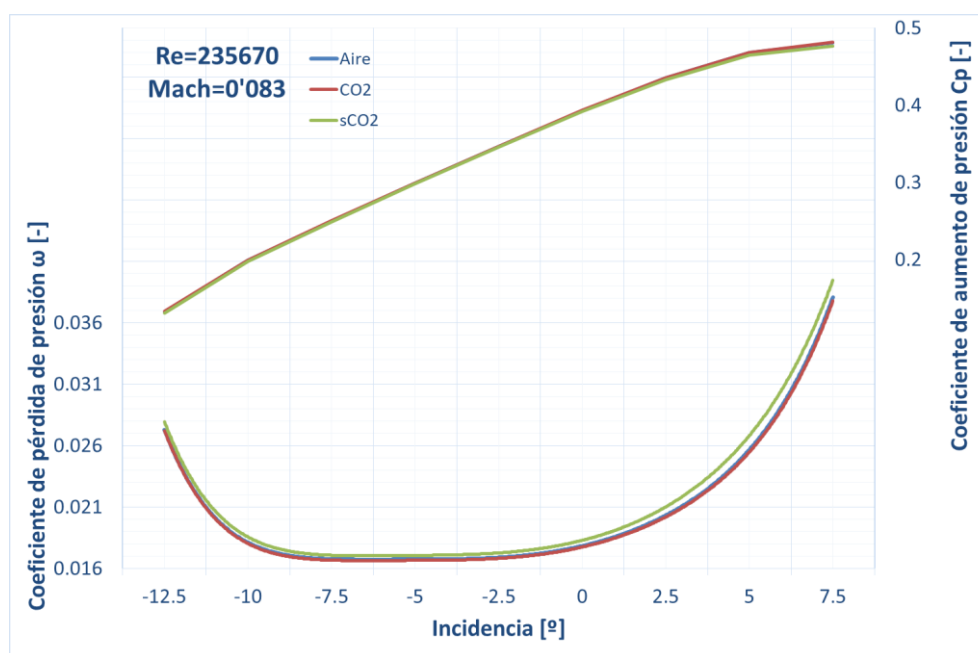


Figura 10. Actuación de cascada para el caso de  $Re=235670$  y  $M=0'083$  para los tres fluidos

Aunque se sitúen alrededor de valores muy cercanos los tres fluidos, existen diferencias entre ellos tanto por tener distinto exponente isentrópico  $\gamma$  como, al tratarse de gas real en el caso del  $sCO_2$ , en torno al factor de compresibilidad, factor que mide cuánto se acerca el comportamiento de un cierto gas a un gas ideal. En el caso del fluido supercrítico nos situamos en torno a 0'55 aproximadamente (siendo cercano a la unidad en fluidos ideales), causando cierta diferenciación entre ellos en la figura. Por tanto, es posible afirmar que la cascada apenas presenta cambios ni en las prestaciones ni en sus irreversibilidades si efectuamos un cambio de fluido, ideal o supercrítico para las mismas condiciones en el resto de parámetros ( $Re$ ,  $M$  e incidencia).

La figura anterior ha sido obtenida en condiciones de semejanza hidráulica (mismo  $Re$  y  $M$ ), confirmando que estos parámetros dominan el comportamiento de la cascada a pesar de las diferencias en la composición del fluido. No obstante, la semejanza en  $Re$  y  $c_p$  genera diferencias en las condiciones reales de operación de la cascada en términos de parámetros absolutos:

- Dada la definición del número de Reynolds y la diferencia tan acusada de densidad entre los fluidos ideales y el fluido supercrítico considerados en este trabajo, el único modo de garantizar la igualdad de  $Re$  es a través de la modificación de la cuerda del álabes ( $c$ ) en función de la composición del fluido:

$$Re = \frac{\rho \cdot c_1 \cdot c}{\mu}$$

- El coeficiente de incremento de presión estática está adimensionalizado por la energía cinética del fluido a la entrada de la cascada. Como consecuencia de la diferencia de densidad entre los fluidos considerados en este trabajo, el incremento de presión asociado a un cierto valor de  $c_p$  es mucho mayor en el caso del fluido supercrítico que en cualquiera de los fluidos ideales:

$$c_p = \frac{p_2 - p_1}{\frac{1}{2} \rho \cdot c_1^2}$$

Esto se puede comprobar en las dos figuras siguientes, las cuales muestran la distribución de presión estática en torno al álabe para una cascada operando con dióxido de carbono en condiciones supercríticas y a baja presión y temperatura (gas ideal). Las condiciones de operación son semejantes. Se aprecia que el cambio en el tipo de fluido, y por tanto de propiedades termodinámicas, va a afectar a factores geométricos como la cuerda.

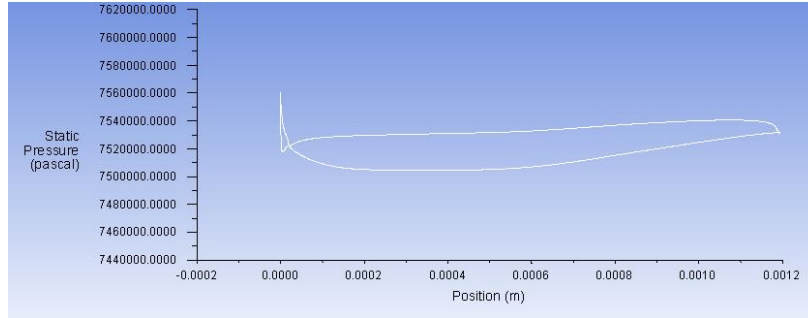


Figura 11. Distribución de presión estática en torno al álabe para la cascada que opera con sCO2

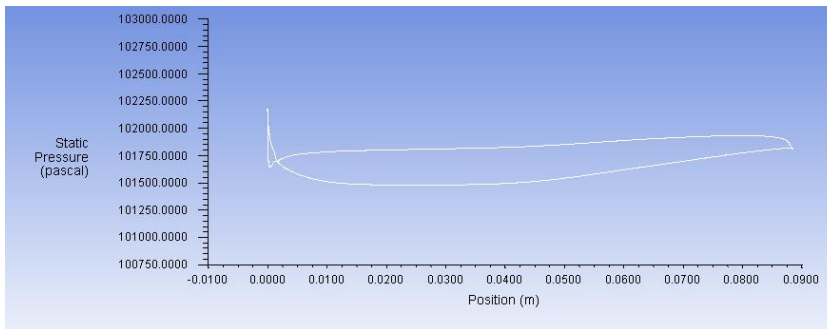


Figura 12. Distribución de presión estática en torno al álabe para la cascada que opera con CO2 en condiciones de gas ideal

Del mismo modo, diferencias significativas entre las densidades de fluidos ideales y supercrítico, hacen que las fuerzas por unidad de longitud del álabe (ya que se está realizando un estudio bidimensional) sean notoriamente más altas en el gas real que en el ideal (225 kg/m<sup>3</sup> frente a 1'2 kg/m<sup>3</sup>, respectivamente).

Si analizamos el mismo comportamiento que en las figuras 11 y 12 pero desde un punto de vista adimensional, es decir, estableciendo la distribución de coeficiente de incremento de presión estática respecto de la coordenada axial adimensionalizada por la cuerda, observamos en la figura 13 que tanto en CO2 en condiciones de gas ideal como en CO2 supercrítico ambos fluidos se comportan igual..

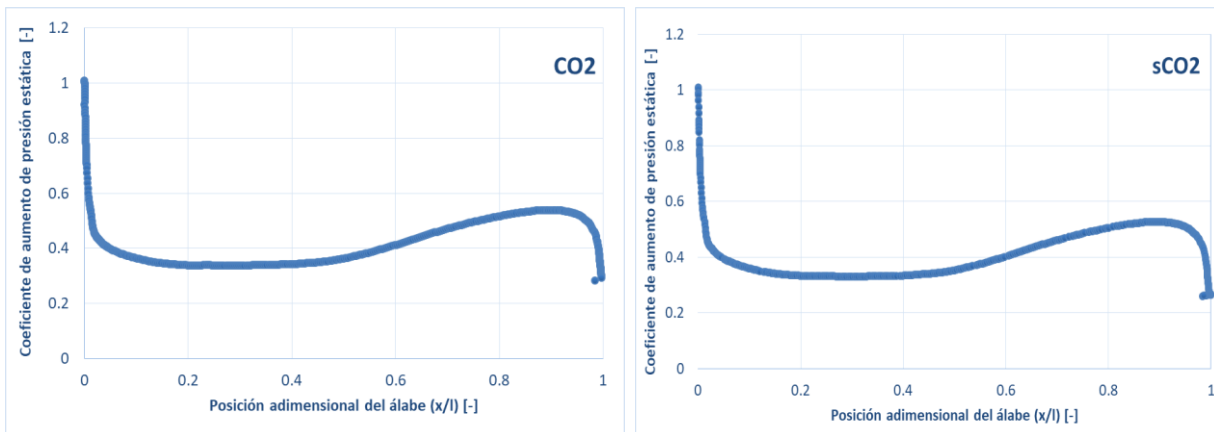


Figura 13. Representación adimensional de la distribución de presiones en la cara de presión del álabe

A continuación se presenta en la figura 14 un análisis cuantitativo de este fenómeno en magnitudes absolutas, con la distribución de presiones estáticas en la cara de presión frente la posición del álabe a lo largo de la cuerda de éste. Se observa que, debido a la diferencia de densidades, las cargas aerodinámicas sobre el álabe por unidad de longitud serán mucho mayores en el caso de CO<sub>2</sub> supercrítico que del CO<sub>2</sub> como gas en condiciones ideales. Por tanto, para que esa fuerza por unidad de cuerda sobre el álabe sea la misma en ambos fluidos, el área encerrada por la distribución de presiones en las caras de succión y presión (es decir, la diferencia de presiones entre las dos caras) en cada uno de los dos fluidos debe ser la misma, resultando por tanto un álabe que opere con sCO<sub>2</sub> con mucha menos longitud de cuerda.

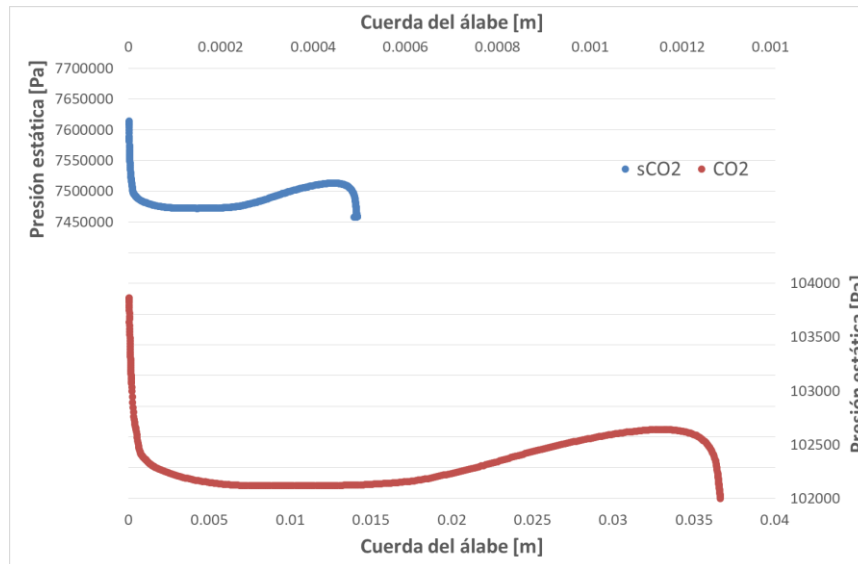


Figura 14. Representación de la distribución de presiones frente a la longitud de la cuerda en la cara de presión del álabe.

No obstante lo anterior, la fabricación de álabes de cuerdas tan pequeñas (1 cm) presenta dificultades mecánicas notables y por tanto resulta difícil mantener la semejanza en número de Reynolds desde un punto de vista práctico. En el apartado anterior se estudia el efecto de variaciones de Re.

### 2.4.1.2 Influencia del número de Reynolds

El presente trabajo se desarrolla sobre la hipótesis de rugosidad superficial nula por lo que el incremento del número de Reynolds tiene el efecto de una reducción monótona del coeficiente de pérdida de presión de remanso. Esto puede apreciarse en la Figura 15 donde se muestra la distribución de la pérdida de presión total en el borde de estela del álabe para un caso de Reynolds bajo (23567) y otro de Reynolds alto (2356700). Se aprecia que cuando Re es bajo, las fuerzas de viscosidad cobran mayor importancia y la región de baja velocidad en torno al álabe y en la estela del mismo cubre una superficie mayor. Por el contrario, cuando Re aumenta, la zona de baja velocidad queda confinada en la proximidad del álabe y la estela pierde espesor.

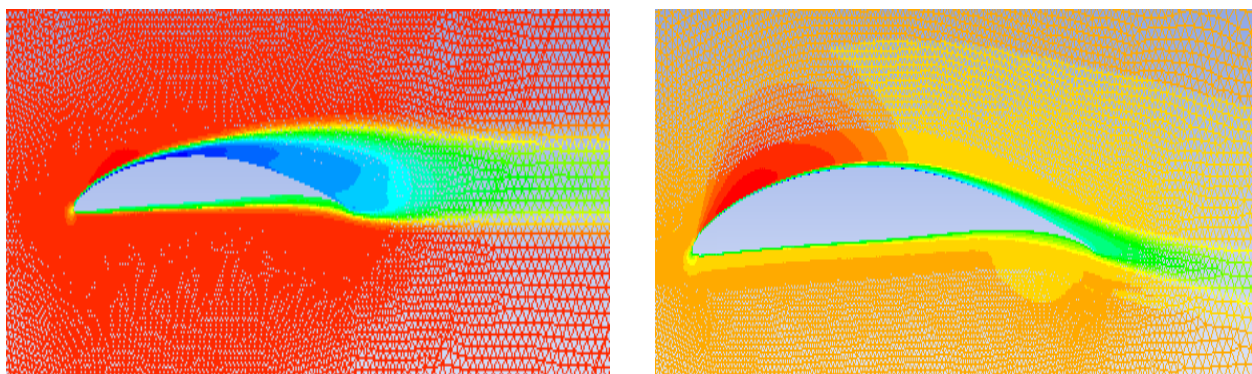


Figura 15. Representación de la presión de remanso en el álabe para distinto número de Reynolds: bajo en la izquierda y alto en la derecha.

Se ve como la estela ha disminuido su espesor por la reducción del espesor de la capa límite. Esto disminuye la zona del fluido que se ve afectada por bajas velocidades y pérdidas de presión de remanso a la vez que favorece la transformación de energía cinética en presión estática. En el caso de bajo número de Reynolds, el mayor espesor de la capa límite reduce la sección de paso del flujo, disminuyendo la variación de área asociada al tubo de corriente por el que discurre el núcleo isentrópico del flujo. En consecuencia, las prestaciones de la cascada son menores al conseguir menos presión a la salida. Luego podemos confirmar que las irreversibilidades de la cascada dependen inversamente del número de Reynolds. Cabe destacar que, volviendo al apartado referente a la rugosidad del álabes, en el caso de no trabajar con álabes lisos, la rugosidad superficial condicionaría las pérdidas hasta alcanzar un valor crítico del Reynolds crítico para el cual  $\bar{\omega}$  dejaría de depender de este parámetro.

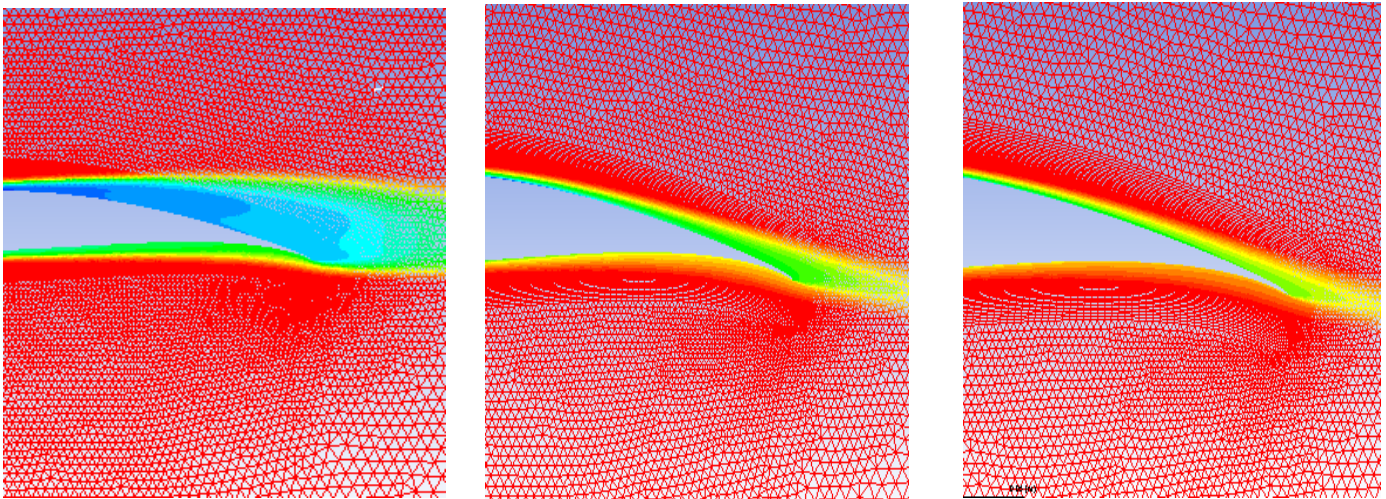


Figura 16. Representación de la presión de remanso en el borde de estela para tres valores de Reynolds: menor Re en la izquierda y mayor Re en la derecha

Para confirmar lo establecido en el párrafo anterior, se muestra en la figura 16 la pérdida de presión de remanso en el borde estela, siendo menores los valores de presión total en las zonas con colores más fríos. Se observa que, aumentando el Reynolds desde  $10^4$  a  $10^6$  para un Mach constante, la caída de presión total se hace cada vez menor y el borde de estela es más delgado. En la figura de la actuación de cascada (figura 16) para cada valor del Reynolds se confirma lo anterior para las irreversibilidades, así como un aumento de las prestaciones del compresor (incremento del coeficiente de incremento de presión estática y reducción de las pérdidas de presión de remanso) tras un aumento en el nivel de turbulencia.

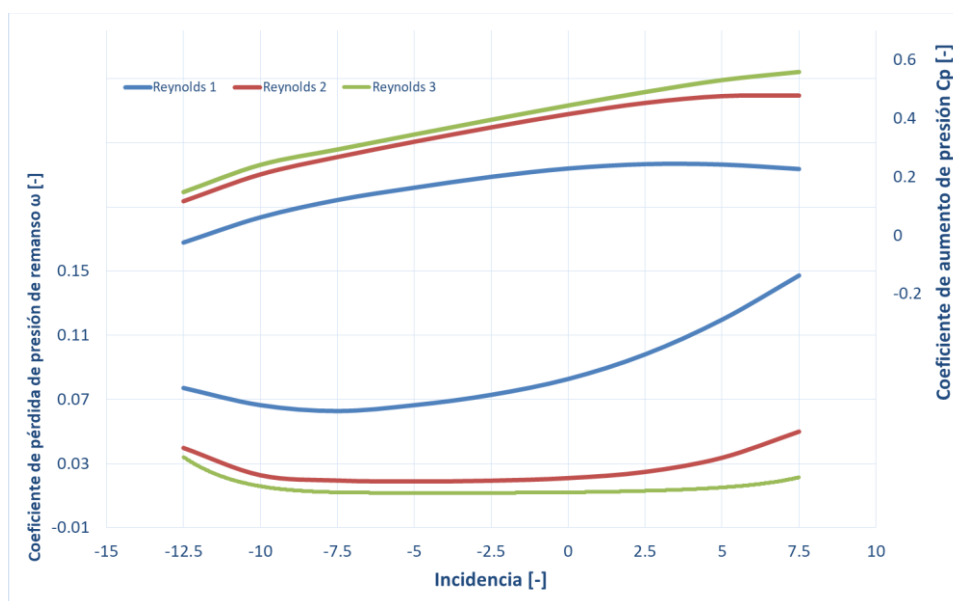


Figura 17. Actuación de cascada para tres valores de Reynolds, por orden de magnitud:  $10^4$  (1),  $10^5$  (2) y  $10^6$  (3).



Según se comentó, otra de las consecuencias del aumento de un borde de estela con mayor anchura era una menor presión de salida, puesto que se reduce el efecto difusor por una menor sección de paso del flujo. Esto se corrobora en la figura 18 donde se representa la magnitud de la velocidad a distinto Reynolds y Mach constante fuera de la zona de desprendimiento, que la velocidad reduce cada vez más (hacia colores más amarillentos) al aumentar el  $Re$ , puesto que el área de paso del flujo se ensancha y, por tanto, se produce un aumento de la presión estática de salida gracias a una mayor difusión.

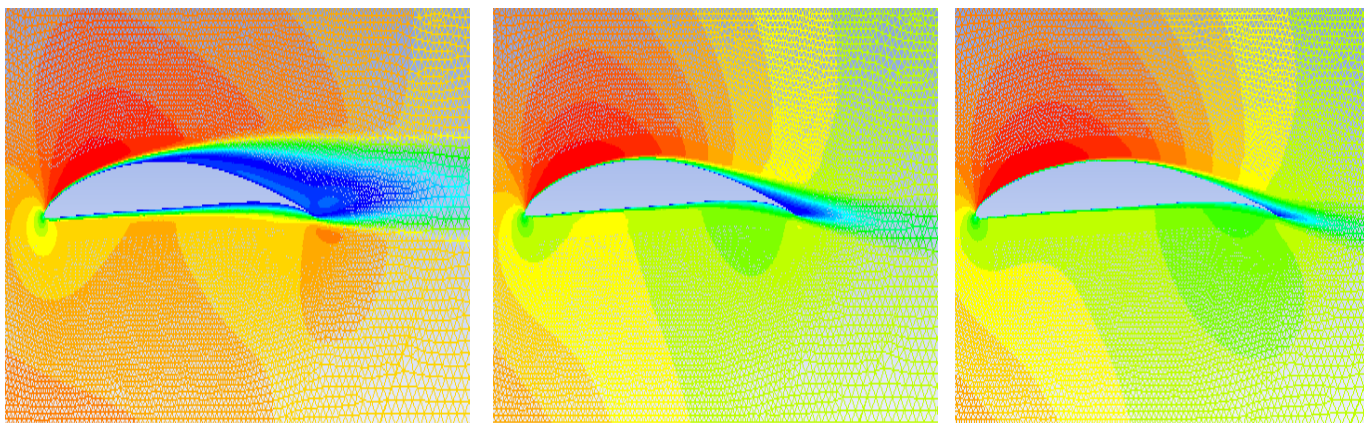


Figura 18. Velocidad del flujo para tres Reynolds a Mach constante:  $Re$  aumenta de izquierda a derecha

### 2.4.1.3 Influencia del número de Mach

En este punto se realiza el análisis sobre los efectos que supone aumentar el número de Mach. Se ve que suceden dos aspectos destacables: un aumento de la  $\bar{\omega}$  y una reducción del rango de variación de incidencias donde se dan las pérdidas mínimas. Respecto a la primera reacción que ocurre a altos Mach vemos que las prestaciones también aumentan al considerar velocidades mayores y que los valores de pérdida de presión de remanso aumentan entorno a un 30% al variar el Mach desde 0'083 hasta 0'6. Es decir, la presión aumenta más a alta velocidad que a baja velocidad pero el proceso es más irreversible. El segundo de los aspectos, la reducción del intervalo de pérdida mínima (rango de la cascada) se da porque, a más altas velocidades, las incidencias positivas son más propensas a producir desprendimiento. Luego el intervalo que encierran las incidencias de desprendimiento será cada vez menor mientras aumente el número de Mach. Se representa en la figura 19 la actuación de cascada para distintos números de Mach en un mismo fluido y a Reynolds constante, donde se observan los efectos que genera un aumento en la velocidad de entrada.

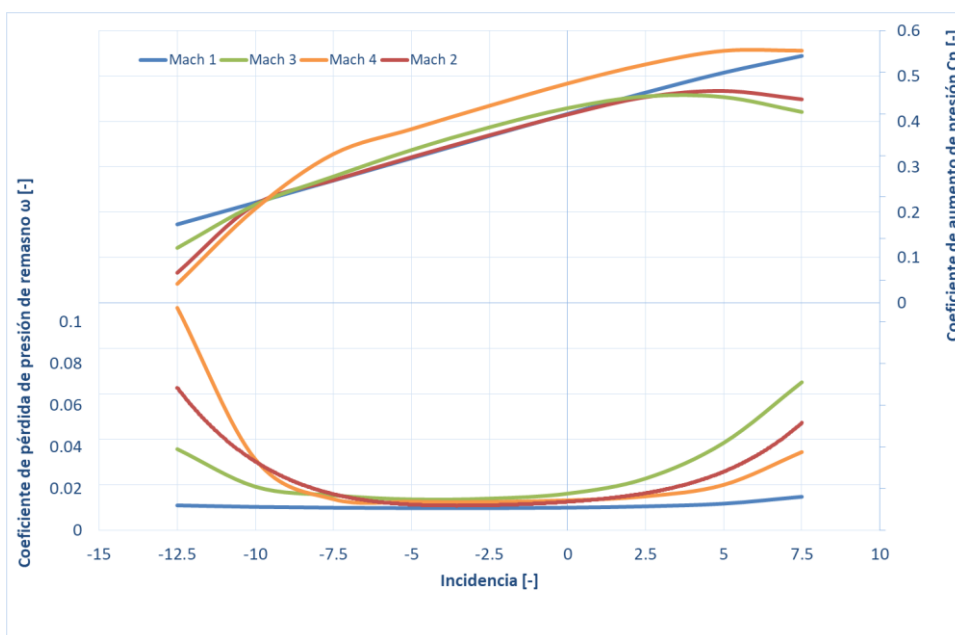


Figura 19. Actuación de cascada para cuatro números de Mach: 0'083 (1), 0'2 (2), 0'4 (3) y 0'6 (4).

Cabe destacar respecto a la influencia del número de Mach que el aumento de la irreversibilidad con la velocidad no se produce de manera lineal en todas las condiciones. A medida que aumenta el número de Mach, si evaluamos el  $sCO_2$  con un Reynolds bajo, los valores de  $\bar{\omega}$  y  $c_p$  crecen como se indicó anteriormente. Sin embargo, observamos que si el Reynolds se evalúa con un orden de magnitud de  $10^6$ , la linealidad en el crecimiento se relaja produciendo una menor variación del coeficiente de pérdida de presión de remanso. Este hecho hace que la curva tenga menor pendiente, es decir, con un intervalo de trabajo más amplio desplazando las incidencias de desprendimiento a valores más altos.

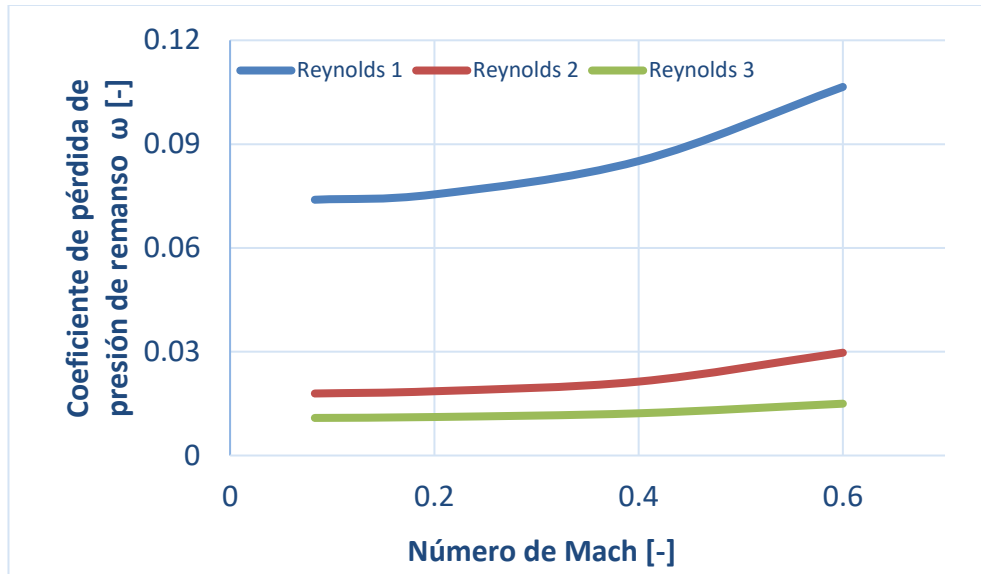


Figura 20. Coeficiente de pérdida de presión total en función del Mach para distintos Reynolds, por orden de magnitud:  $10^4$  (1),  $10^5$  (2) y  $10^6$  (3).

El dependencia de  $\bar{\omega}$  respecto del aumento de la velocidad responde a que, al aumentar el Reynolds, el espesor de la capa límite se hace menor, contribuyendo a que el flujo se mantenga unido a la cara de succión para altas velocidades, consiguiendo que las pérdidas sean menores y que el desprendimiento de la capa límite se retrase a incidencias más altas adquiriendo la cascada un rango de operación más amplio.

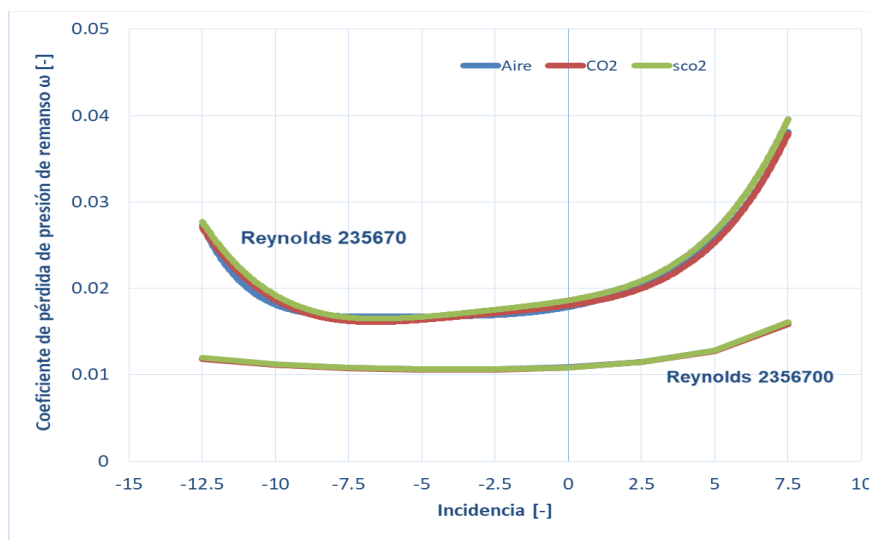


Figura 21. Amplitud del rango de incidencias para dos Reynolds distintos.

Esto se traduce en una menor desviación en la estela (una medida indirecta también de las pérdidas de la cascada), contribuyendo por tanto a una deflexión mayor de las líneas de corriente,  $\varepsilon$ , es decir, mayor amplitud en el ángulo que forman las líneas de corriente respecto de la normal al frente de la cascada. Como se explicó

en la influencia de la composición del fluido, un aumento en la deflexión afecta directamente a la fuerza tangencial del álabe,  $Y$ , contribuyendo a un aumento del incremento de presión y del trabajo intercambiado en el rotor de la máquina real (considerando que la cascada representa el comportamiento de la corona de álabes de rotor de la máquina).

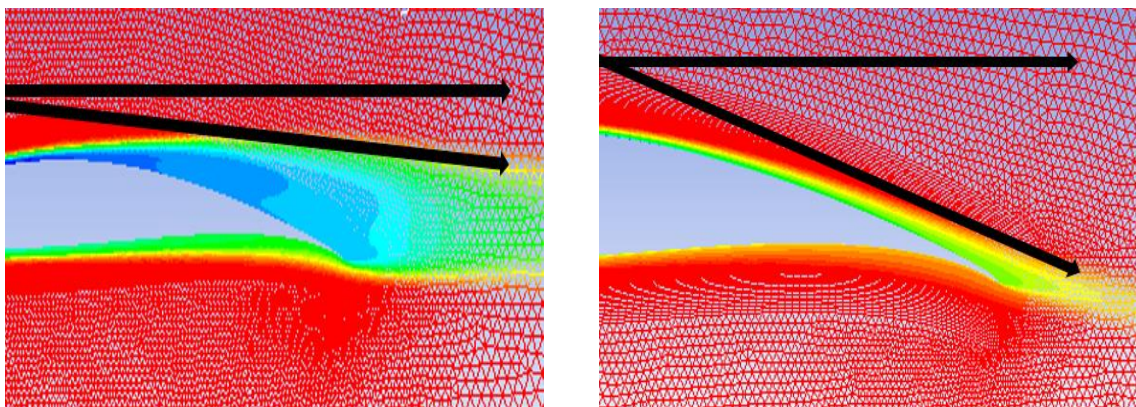


Figura 22. Direcciones líneas de corriente respecto de la normal al frente de la cascada para distintos bordes de estela

No obstante, cabe destacar que este incremento de la fuerza tangencial puede llegar a ser excesivo puesto que en el  $sCO_2$ , como ya se ha evaluado, la densidad juega un papel importante, llegando a suponer un problema mecánico a pesar de que las cargas aerodinámicas sean altas y mejoren las prestaciones. Este problema se debe a la resistencia que el material del álabe tenga para absorber estas fuerzas sin fallo, lo que hace que sea necesario encontrar soluciones que reduzcan las fuerzas tangenciales, definidas como:

$$Y = \rho \cdot s \cdot c_x^2 \cdot (\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2)$$

Algunas soluciones que se pueden plantear son: reducir la deflexión, con el compromiso de seguir manteniendo buena difusión pero a la vez minorando la carga aerodinámica y, por tanto, la posibilidad de fractura del álabe; reducir el paso entre dos álabes consecutivos, con lo que la carga aerodinámica disminuye aunque se incrementan las pérdidas por fricción; y por último, actuar sobre el material, utilizando aquel que garantice tenacidad suficiente para con las cargas aerodinámicas que generan la alta densidad y deflexión del flujo. Este último caso, dada la complejidad que pueda suponer el mecanizado, es el menos viable. Se abre por tanto un nuevo abanico de estudio sobre una situación de equilibrio entre optimizar las prestaciones del compresor y agotar las solicitaciones mecánicas del álabe.

## 2.5 Herramienta: Cálculo numérico de los límites de difusión en cascada

Esta herramienta se empleará para el cálculo de la simulación de los límites de difusión de una cascada de álabes de compresor axial mediante la utilización del software para cálculo de la dinámica de fluidos computacional (CFD, “*Computational Fluids Dynamics*”), con el objetivo de obtener resultados para validar las condiciones de contorno utilizadas. Este cálculo se basa en el método numérico de los volúmenes finitos donde se desarrollan, sobre un volumen de control, balances de flujo fundamentados en leyes de conservación de la mecánica de fluidos. Para ello, se han utilizado los códigos creados por Jose María Rodríguez y Carlos Tello para el cálculo de los límites de difusión de una cascada de álabes de compresor axial desarrollado en Matlab®.

A la hora de realizar simulaciones con CFD, el primer paso necesario es seleccionar un volumen de control y discretizarlo para resolver el problema mediante métodos numéricos. Una vez determinada la geometría del álabes (perfil de la serie NACA 65), se realiza el mallado sobre el volumen de control seleccionado. Este mallado está definido implícitamente en el código, pero como se puede comprobar en la figura 23, se distinguen dos zonas; una zona cercana al álabes, con un mallado de tipo estructurado, es decir, compuesto por celdas de cuatro caras para representar correctamente el comportamiento de la capa límite. Y en las zonas más alejadas, dentro del volumen de control, se hace uso de un mallado no estructurado de celdas triangulares, con un total de 900 celdas en el mallado completo del recinto. Se adjunta figura ilustrativa:

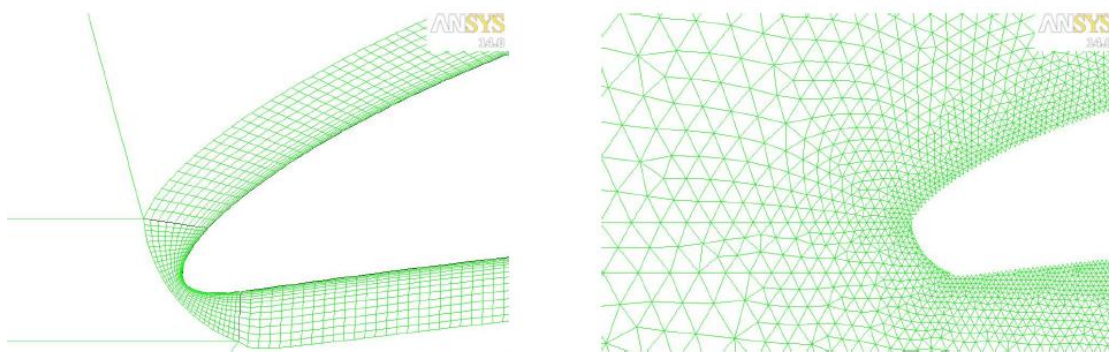


Figura 23. Mallado estructurado (izquierda) y mallado no estructurado (derecha) [4]

En el trabajo realizado por Carlos Tello [3], se realiza un estudio sobre la independencia de la malla. En este apartado se revisa la precisión del mallado en el modelo, y se hace mediante un análisis del GCI (“*Grid Convergence Index*”), donde se ha evaluado mediante este coeficiente la independencia de la malla en la que se afirma que los resultados obtenidos no están condicionados por el mallado (los porcentajes de GCI en el estudio son mucho menores al 1%), es decir, si se hiciera un refinado aumentando el número de celdas, los resultados no cambiarían.

A partir de esta generación, la herramienta desarrolla en el software para cálculo numérico de Matlab un código de programación basado en la búsqueda de la velocidad de entrada que difiera en el mínimo error respecto a la implementada en los parámetros de entrada. La velocidad objetivo, definida en el número de Mach, será quien marque los cambios en el cálculo hasta alcanzar un error relativo para cada situación cada vez menor hasta alcanzar el establecido en las condiciones del bucle de convergencia.

Se procede por tanto a definir mediante una secuencia de acciones el funcionamiento de la herramienta de cálculo de las características de la cascada, acciones realizadas en el código principal de funcionamiento “Main\_commented.m”:

1. Fijada para fluidos ideales y no ideales unas variables termodinámicas de entrada, presión y temperatura de remanso, el código operará con una serie de parámetros termodinámicos necesarios para efectuar la llamada a Fluent (CFD comercial de Ansys) y que se realice el cálculo correspondiente.

- Basados en la temperatura y presión de remanso estipuladas, Matlab obtiene mediante una relación con el programa de cálculo de propiedades de fluidos REFPROP, los datos necesarios para el desarrollo del cálculo, concretamente densidad, velocidad del sonido y viscosidad en la situación del fluido en cuestión.

```
% MATLAB calls to REFPROP in order to determine the properties of the chosen
% fluid, such as density o viscosity.
if strcmp(fluid, 'Air')==1
rho=refpropm('D','T',Temperature,'P',pressure*1e-3,'air.ppf'); %Density
c=refpropm('A','T',Temperature,'P',pressure*1e-3,'air.ppf'); %Speed of sound
vis=refpropm('V','T',Temperature,'P',pressure*1e-3,'air.ppf'); %Viscosity
end
```

Figura 24. Código: determinación de las propiedades del fluido a través de REFPROP

- En el caso de este proyecto, se habían fijado las variables independientes correspondientes a la geometría del álabes para el estudio de las prestaciones ante modificaciones de parámetros aerodinámicos y termodinámicos. En este caso se ha fijado el coeficiente de sustentación (como medida indirecta de la curvatura), el ángulo de calado y la solidez (inversa de la relación paso cuerda). A partir de estos valores se generará el fichero que reproducirá la geometría del álabes que se resolverá en Fluent, basada en el perfil seleccionado NACA 065.
- Se introducirán los valores aerodinámicos de los grupos adimensionales de Reynolds y Mach, determinando hasta ahora tres de las cuatro variables independientes. Conocidos ya estos números, se determinará por un lado la longitud de cuerda del álabes (que define el valor del Reynolds deseado) y la velocidad de entrada objetivo para las iteraciones del bucle de convergencia del error (con el número de Mach).
- Se definen también por pantalla los valores límite de presión y temperatura máximas y mínimas, así como valores límites para fluidos reales (no ideales, como el sCO<sub>2</sub>), los cuales trabajarán con valores mayores por lo que hay que incrementar el rango de operación.
- A partir de ahora se fijarán los ángulos de incidencia determinados en la relación de casos para estudiar en cada uno las prestaciones que resulten de la convergencia hacia un error mínimo. Para cada fluido, Reynolds, Mach e incidencia determinados, se procede al cálculo y obtención de los resultados de la operación de cascada. Antes de comenzar los bucles de iteración con el error, se fijan valores iniciales, así como una relación de coeficientes de relajación en la modificación de parámetros para cada nueva iteración. El coeficiente de subrelajación que se utilizará para garantizar la convergencia será de 1 en el caso de los fluidos ideales y de 0.5 en los no ideales, debido a que la convergencia de estos últimos era completamente inestable a valores mayores.
- BUCLE DE CONVERGENCIA DE LA VELOCIDAD:** Se procede a la búsqueda de la velocidad que en relación de la velocidad objetivo reduzca el error hasta alcanzar un valor mínimo fijado de orden  $10^{-2}$ . Mediante la distribución de presiones, el gasto másico y valores de la superficie creada, el código introduce los valores en el fichero “Journal\_ini.m” donde se resolverá el caso en Fluent.
  - El fichero Journal\_ini.m va a crear un archivo con las características geométricas y aerodinámicas impuestas desde MAIN, a través del cual se llamará al software de Ansys para su operación con los datos en búsqueda de los resultados. Estos se generarán y trasladarán a ficheros en formato .cas.

- El fichero .cas servirá para que, mediante el archivo “Journal\_read.m”, se calcule la velocidad media entre tres líneas de cálculo se traslade el valor a un fichero de texto.
- Una vez creado el fichero de texto, el valor de la velocidad media es leído en una nueva variable del bucle, v, y este valor es evaluado en peso respecto a la velocidad objetivo establecida. Se calcula el error relativo y en caso de ser este mayor que el de la condición inicial del bucle, se actualiza la presión en función a los datos del error generado y del coeficiente de subrelajación.

```

% velocity_inlet.txt file is opened and read
fid = fopen(strcat(pwd, '\00_velocity_inlet.txt'));
% The text is saved in the variable "S"
S = fscanf(fid, '%s');
% The inlet velocity calculated by FLUENT is identified
% thanks to the word "Net", which is written just before
% the searched value, and saved in C.
C = strsplit(S, 'Net');
v=str2num(cell2mat(C(2))) % C is now transformed into a numerical value

% The convergence coefficient is updated based on the value
% of v_target
k_p=v/v_target -1;
e=100*abs(k_p)
v_e(j,2)=e;
v_e(j,3)=pressure;
pressure=pressure*(1+g_p*k_p)
v_e(j,4)=v;
v_e(j,5)=v_target;
[STATUS,MESSAGE]=xlswrite('00_Iteraciones.xlsx',v_e,'Iteraciones')

```

Figura 25. Código: Matriz de iteraciones del bucle de convergencia de la velocidad

Como se puede observar, los valores de la iteración, el error relativo, la presión, la velocidad calculada en la iteración y la velocidad objetivo se encuentran almacenadas con cada iteración en una matriz de  $j$  iteraciones y 5 columnas que después pasará a escribirse en un fichero .xlsx.

Como el error era mayor que el establecido en la condición del bucle *while*, se calcula una nueva iteración donde la presión ya está actualizada y la velocidad a calcular será más próxima a la objetivo.

8. Para la misma incidencia, una vez calculado el error mínimo, se abre otro bucle mediante el cual se va a evaluar que la malla capture correctamente el gradiente de velocidades cerca de la superficie del álabe, llamado *Y Plus*, parámetro que debe estar por debajo de la unidad. Se genera en Fluent mediante el archivo “Journal\_read.m” el fichero .cas que determinará el valor de *wall y+* que se irá actualizando y guardando en un archivo .txt hasta que se llegue a un valor por debajo de 1.
9. Por último, para la misma incidencia, una vez ya se han calculado la velocidad con mínimo error y el *wall y+* queda por debajo de la unidad, los datos de los parámetros almacenados en el caso calculado se extraerán para conocer los valores y poder realizar un análisis directo.
  - Mediante la entrada de la incidencia, el fluido y los parámetros geométricos, se llama a la función “Journal\_final.m” desde la que los valores del fichero .cas del fluido en cuestión calculados en el “Journal\_ini.m” serán trasladados, en un valor medio de los tres datos calculados por parámetro, a un fichero de texto.

10. Generados ya los ficheros de texto con los resultados de los parámetros calculados según las condiciones de entrada, se procede a abrir, leer y escribir en una matriz columna los datos para cada incidencia. Los parámetros que el código devuelve en forma de columna son:
- Temperatura estática
  - Presión estática
  - Presión de remanso a la entrada
  - Densidad
  - Velocidad de entrada
  - Gasto másico
  - Viscosidad
  - Ángulo de entrada de flujo
  - Número de Mach
  - Exponente isentrópico del fluido
  - Factor de compresibilidad (especial interés en el caso de fluidos no ideales, pues será menor que la unidad)
  - Coeficiente de aumento de presión
  - Coeficiente de pérdida de presión de remanso
  - Ángulo de flujo de salida
11. Finalmente, los valores de estos parámetros recogidos en la matriz columna, se trasladan a un fichero `.xlsx` donde se escriben y recogen en una hoja de cálculo para su tratamiento y análisis mediante gráficas y tablas comparativas entre fluidos. Quedan recogidos como pudimos ver en las figuras 3 y 4.

```
%Write excel sheet
```

```
[STATUS,MESSAGE]=xlswrite('00_Results.xlsx',Results,['Incidence ',fluid,' Results'],'C4:O24')
```

Figura 26. Código: Almacenamiento de resultados en fichero `.xlsx`

## 3 METODOLOGÍA DE SUBESPACIOS ACTIVOS

Es bloque consistirá en la comparación y evaluación de las características del comportamiento del compresor axial entre fluidos ideales y no ideales. Para ello, haremos uso de la metodología de los subespacios activos, consistente en identificar el número de variables adimensionales con mayor peso relativo entre las variables independientes del problema., basado en un análisis de autovalores y autovectores, para poder llegar a definir un nuevo modelo que sólo va a depender de un pequeño número variables no físicas, llamadas variables activas.

### 3.1 Desarrollo teórico del método

La metodología de los subespacios activos desarrollada por el estadounidense Paul Constantine se basa en “*un método para detectar primero las direcciones de la variabilidad más fuerte de un campo escalar, empleando evaluaciones del gradiente para, posteriormente, explotar estas direcciones para construir una superficie de respuesta en un subespacio de dimensión reducida (es decir, el subespacio activo) en cuanto al número de variables independientes que lo definen. Se desarrolla un marco teórico con límites de error y se vinculan las cantidades teóricas a los parámetros de una superficie de respuesta por interpolación Kriging en el subespacio activo.*” [12]

Para poder desarrollar la metodología, la base matemática necesita de una función objetivo. En nuestro caso, para poder aplicarla al funcionamiento de turbomáquinas usaremos la ecuación del modelo de estado que rige el comportamiento de la cascada, donde se incluyen las propiedades del fluido de trabajo. La función objetivo tendrá la forma:

$$f = f(\mathbf{X}), \quad \mathbf{X} = [\mathbf{y}, \mathbf{Z}], \quad \mathbf{X} \in [-1, 1]^m$$

Esta función objetivo será un valor escalar a determinar, como el coeficiente de aumento de presión estática o el coeficiente de pérdida de presión de remanso de nuestro problema. Los valores que englobe la variable independiente,  $X$  en este ejemplo, pertenecen un vector normalizado y centrado de orden  $m$ , dimensión determinada. El valor de normalización del vector aplicado a las distintas variables independientes de nuestro modelo se llevará a cabo con el árbol de casos que se usó en la Herramienta 1.

A continuación se aproxima la función objetivo de la siguiente manera:

$$f(\mathbf{X}) \approx \hat{f}(\mathbf{X}_{ac}), \quad \mathbf{X}_{ac} \in \mathbb{R}^n, \quad n < m.$$

Esta nueva función permitirá obtener una superficie de respuesta de orden  $n$ , menor que la definida previamente como modelo, donde ahora las variables independientes,  $X_{ac}$ , son las llamadas variables activas. Las superficies que se podrán representar serán la evolución de las variables dependientes de la ecuación del modelo de estado de la cascada:  $\omega$  y  $c_p$ .

Como se muestra en la función objetivo, es necesario determinar el orden de magnitud, es decir, conocer el espacio que ocupan las variables. En el caso de la función reducida a las variables activas, las dimensiones se han reducido mediante combinación lineal de las variables de entrada  $X$ .



$$\mathbf{x}_{ac} = \mathbf{B}\mathbf{x}$$

Se ha llevado a cabo mediante la matriz de transformación B de orden  $n \times m$ . Por tanto, el método de los subespacios se basará en buscar esa matriz, y lo hará mediante operaciones estadísticas de probabilidad en una matriz C, como es la esperanza matemática aplicada a la matriz generada mediante el vector de las derivadas parciales de la función objetivo y su vector traspuesto, es decir:

$$\mathbf{C} = \mathbb{E}[(\nabla_{\mathbf{x}}f)(\nabla_{\mathbf{x}}f)'] = \int (\nabla_{\mathbf{x}}f)(\nabla_{\mathbf{x}}f)' \rho d\mathbf{x},$$

$$\nabla_{\mathbf{x}}f = \left[ \frac{\partial f}{\partial x_1}, \frac{\partial f}{\partial x_2}, \dots, \frac{\partial f}{\partial x_m} \right]'$$

Donde E es la esperanza matemática y se define como la media ponderada de los valores que puede tener la variable a estudiar, y  $\rho$  la densidad de probabilidad. Si C no se puede determinar mediante la integración en varias dimensiones, puede ser expresada como la covarianza del vector en derivadas parciales, utilizando el sumatorio discreto de los componentes de la matriz para un número M de muestras tomadas:

$$\hat{\mathbf{C}} = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M (\nabla_{\mathbf{x}}f)(\nabla_{\mathbf{x}}f)'$$

Las muestras, al no ser continuas, afectarán sensiblemente a la precisión de aproximación en el cálculo, ya que como vimos en las secciones anteriores, usaremos ciertas discretizaciones con amplios rangos de variación entre ellas para elaborar los cálculos.

Como es sabido, el método se basa un cálculo numérico mediante autovalores y autovectores. Por eso, siendo la matriz C la que usaremos para establecer la relación de variables activas respecto a las variables iniciales, la descompondremos de forma real y simétrica, una vez definida ésta, en autovalores reales.

$$\hat{\mathbf{C}} = \hat{\mathbf{W}}\hat{\Lambda}\hat{\mathbf{W}}'$$

Donde en W se encuentran esos autovalores y la matriz  $\Lambda$  representa una matriz diagonal. Los autovalores van a representar la cantidad de variación del vector de derivadas a lo largo de la dirección que marque su autovector, lo que nos lleva a apreciar, para autovalores más altos, una mayor pendiente de ciertos autovectores, es decir, cambios más acusados en ciertas variables. Si quedan definidos todos los autovalores y autovectores, podemos establecer una separación de estos en columnas de una matriz de autovalores y otra de autovectores, considerando en cada columna aquellos de mayor magnitud (a la que llamaremos subconjunto activo, *ac*) y de menor magnitud (inactivos, *ic*).

$$\hat{\mathbf{W}} = \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{W}}_{ac} & \hat{\mathbf{W}}_{ic} \end{bmatrix}, \quad \hat{\Lambda} = \begin{bmatrix} \hat{\Lambda}_{ac} & \hat{\Lambda}_{ic} \end{bmatrix}$$

La matriz  $\Lambda$  diferencia los autovalores activos e inactivos en sus columnas, mientras que la matriz W, toma en la misma distribución los autovectores correspondientes de esos autovalores. Por tanto, si consideramos como matriz de transformación del espacio de entrada a  $\mathbf{W}_{ac}$ , podemos destacar aquellas direcciones de mayor variabilidad, despreciando en magnitud las de menor cambio. Se crea así la nueva dimensión de datos  $\mathbf{x}_{ac}$  de variables activas.

$$\mathbf{x}_{ac} = \hat{\mathbf{W}}'_{ac} \mathbf{x}$$

Luego la primera matriz B de transformación pasa ahora a llamarse  $\mathbf{W}_{ac}$ , matriz de autovectores activos.

Dado que se requiere una simplificación para aproximar C, como se seleccionaron M muestras, habrá M transformaciones del subespacio activo ( $\hat{f}: x_{ac} \rightarrow f$ ), utilizado para obtener un modelo de orden inferior al anterior. En el caso de existir menor número de soluciones en ciertas regiones, será posible establecer un muestreo mayor para reproducir con mayor exactitud ese déficit que se nos pueda presentar. Esto se pondrá de manifiesto en la aplicación concreta de este Trabajo Fin de Grado más adelante. [10]

Como pudimos observar en la definición de la caracterización del comportamiento de una turbomáquina, el número de variables independientes que lo definían era de hasta diez valores distintos. Sin embargo, con la aplicación del teorema Pi de Buckingham, la caracterización de la cascada quedó simplificada en 4 variables independientes y adimensionales: el exponente isentrópico, el número de Reynolds, el número de Mach y la incidencia.

No obstante, esa caracterización resultaba eficaz pero en cierta forma tediosa a la hora de realizar un análisis comparativo, puesto que se observaban similitudes y diferencias considerables en ciertos aspectos entre los fluidos. Por ello, aplicar la metodología servirá para poder establecer en la caracterización de la cascada un menor número de parámetros independientes, calculándose las direcciones de mayor magnitud del autovalor y el peso relativo que tienen entre ellas. Conseguimos así conocer si existen variables con mayor peso que otras y cuánto distan entre sí en importancia, con el objetivo de poder realizar simulaciones más eficaces y prestar más atención a ciertos parámetros a la hora del estudio de actuaciones de cascada de álabes. [11][13]

### 3.2 Aplicación de la metodología de los subespacios activos

Con la idea de implantar esta metodología en la cascada bajo estudio, veremos cómo introducirla dentro del sistema de referencia, caracterizado ya en apartados anteriores. Con ella buscamos la posibilidad de establecer diferencias en el número de variables independientes que puedan ser cruciales en la experimentación con fluidos ideales y no ideales, en nuestro caso, aire, CO<sub>2</sub> y CO<sub>2</sub> supercrítico. Como los cálculos han ido en relación la eficiencia en la pérdida de presión de remanso, y en relación a las prestaciones del compresor con el coeficiente de aumento de presión estática, aplicaremos la metodología dos veces, una para cada objetivo.

$$\omega = f(\gamma, Reynolds, Mach, \alpha_2)$$

$$\bar{c}_p = f(\gamma, Reynolds, Mach, \alpha_2)$$

Estamos trabajando con método numérico, puesto que será necesaria la importación de muchos casos, en nuestra situación contamos con 324 en total, con 108 para cada fluido. Estos casos están determinados por unos valores concretos de gamma, Mach, Reynolds e incidencia. Según el desarrollo algebraico, la metodología de aplicación parte de una matriz aleatoria con tantas filas como número de casos y tantas columnas como variables independientes disponga el modelo, que tiene sus valores normalizados y centrados entre -1 y 1, siendo este uno de los primeros pasos que habría que llevar a cabo.

Dado que la aplicación se llevará a cabo por cada fluido, el número de variables se reducirá a 3, consiguiendo hasta 108 casos por fluido. Se generará por tanto una matriz de 108 filas y 3 columnas. A partir de aquí “desnormalizamos”, es decir, introducimos los valores máximos y mínimos de las variables para que se establezcan valores intermedios proporcionales a los creados en la matriz normalizada. Resulta por tanto una nueva situación completamente aleatoria de valores de Reynolds, Mach e incidencia generada de manera arbitraria aunque dentro de los límites establecidos.

Ya por último, se introducirán los datos que, para cada situación planteada en la matriz anterior, resultan del cálculo de los límites de difusión, adjuntando una columna de 108 valores de  $\omega$  o de  $\bar{c}_p$ .

Creada ya la matriz normalizada se procede a la aplicación de la metodología mediante el código de Matlab desarrollado por S. Bahamonde [10] y Francesco Crespi [11] donde se encuentra implícito el desarrollo algebraico dentro del código de programación. Por tanto cabe destacar la importancia de una correcta distribución aleatoria de datos en la matriz de transformación. Se muestra a continuación un diagrama de flujo, elaborado por el doctor Francesco Crespi, donde se resume la secuencia de actuaciones necesarias previas a la aplicación del método.

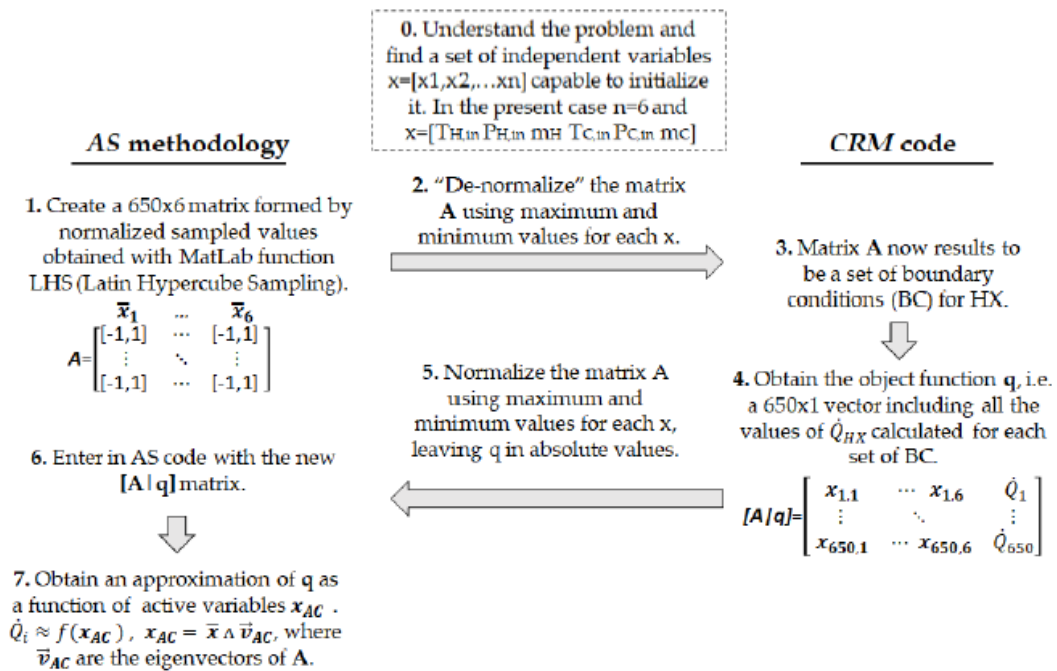


Figura 27. Diagrama de flujo de la aplicación de la metodología de los subespacios activos a la función objetivo (CRM) [11]

Sin embargo, dado que el objetivo de este proyecto es poder caracterizar el comportamiento mediante simulaciones para llevar a cabo una experimentación real en el túnel de viento, la configuración del árbol de casos calculados en Fluent está compuesta por saltos discretos y concretos de los valores de las variables, lo que dificulta la formación de una matriz de casos continua y aleatoria para la aplicación de la metodología.

Para ello se establece una corrección en la herramienta de aplicación de la metodología en este trabajo, que consiste en y, se diseña la nueva matriz con los casos generados y ya calculados para cada fluido con tres columnas y 108 filas, añadiendo la columna de resultados generados en Fluent en cada función objetivo,  $\omega$  o  $\bar{c}_p$ .

La secuencia de casos con la que construimos la matriz de las variables deberá ser normalizada para poder aplicar la metodología, como se indica en la figura 28.

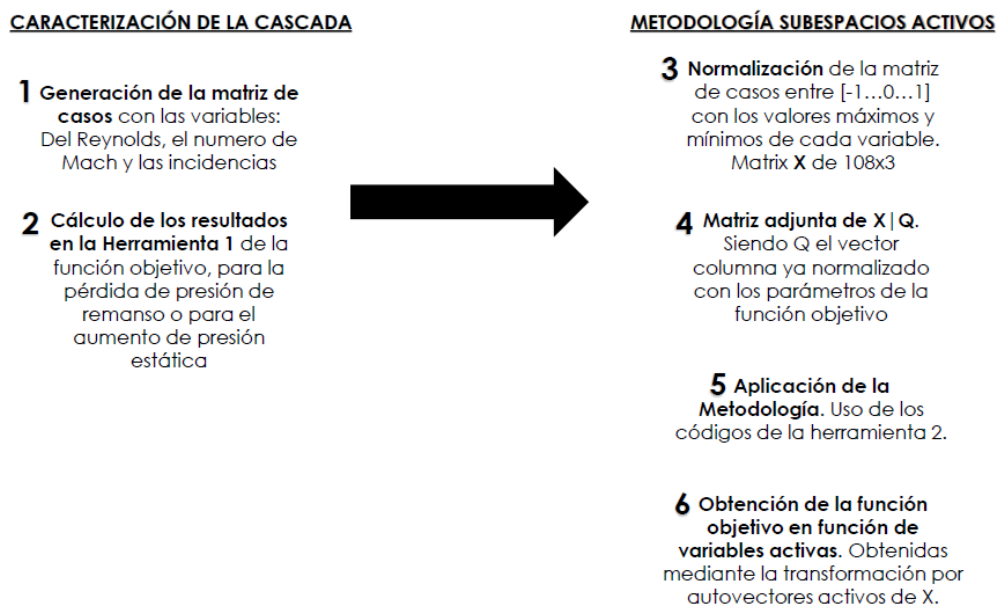


Figura 28. Diagrama de flujo de la aplicación de la metodología de los subespacios activos al compresor axial caracterizado

Utilizar la metodología, según el estudio original, requeriría una aproximación con mayor precisión basada en el uso de en torno a 500 o 600 casos para obtener una precisión y fiabilidad satisfactorias. Como es lógico, la generación de este número de casos de estudio excede el alcance de un trabajo como este y por tanto no se ha realizado en el presente Trabajo Fin de Grado. No obstante, se destaca que no hay dificultades conceptuales para la obtención del mismo. Este número de casos sería de hecho abaricable de no ser por el tiempo que la herramienta 1, que estaba basada en múltiples iteraciones con varios software en paralelo, requiere para conocer el valor de cada parámetro. En nuestro caso, llegó a oscilar sobre las cuatro horas por caso.

Esta situación y la discretización de las simulaciones frente a la continuidad en los datos que marca la metodología para establecer una superficie de operación segura, harán que la metodología no pueda aplicarse con total rigurosidad en nuestro trabajo. Sin embargo, nos permite poder llegar a establecer conclusiones con resultados admisibles.

### 3.3 Cálculo y resultados

Los resultados de la aplicación de la metodología a este proyecto serán mostrados a continuación mediante una serie de gráficas y datos numéricos que serán evaluados por comparación de sus características, ya que realizaremos los cálculos para cada fluido y por cada objetivo de análisis. Los resultados que aparecerán serán fruto, como se mencionaba en el apartado anterior, de una aplicación discreta a una cantidad de datos relativamente baja y, aun así, podremos llegar a establecer algunas conclusiones significativas.

Para ello los resultados gráficos se obtendrán mediante la aplicación de una adaptación del código desarrollado por Sebastian Bahamonde [10] y Francesco Crespi [11], donde aplicando la metodología establecemos una serie de gráficas para el análisis de resultados. Se representarán en estas gráficas los siguientes aspectos:

- Como se verá en la herramienta de este capítulo, con la matriz  $X|Q$  se genera una nube de puntos que son evaluados mediante una superficie de interpolación basada en la aplicación de los espacios activos. Esta superficie nos indicará, según el grado del polinomio de interpolación, si los puntos se encuentran más o menos cerca de la tendencia creada, para caracterizar la influencia en el resultado de una variable. En la figura 29 se respresenta una superficie de forma genérica de la función objetivo  $f$ , que en nuestro caso corresponderá con los valores de  $\omega$  o  $c_p$ .

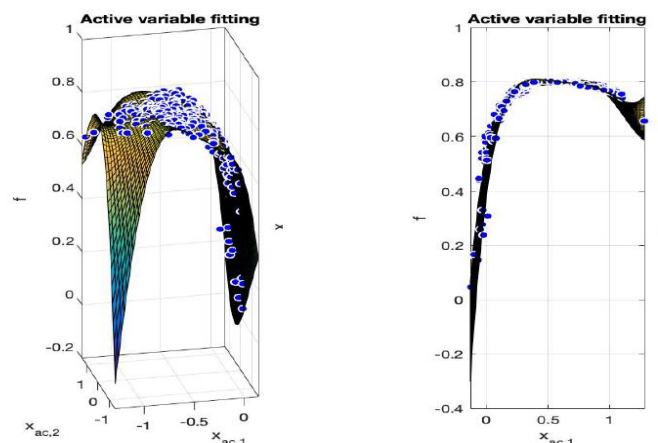


Figura 29. Superficie genérica de interpolación de los datos de la matriz  $X|Q$

- Otras de las gráficas que se presentan para la evaluación de los resultados es el peso relativo de las variables, y por tanto la existencia, de autovectores con mayor o menor relevancia relativa entre las tres variables. Veremos cómo existen una o dos variables cuyo autovector es claramente superior a los demás (véase la escala logarítmica de la figura).

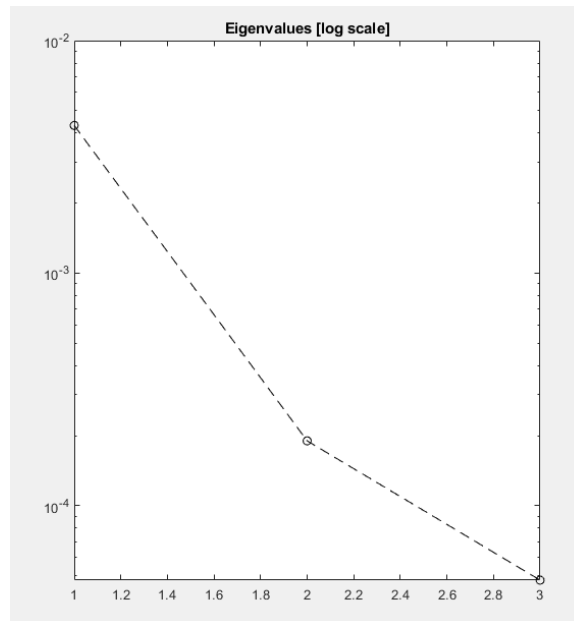


Figura 30. Autovalores de una función objetivo con tres variables independientes

Respecto a esta última se destaca la conclusión de que es posible evaluar el comportamiento mediante una sola variable independiente en el grupo de tres dado su peso en importancia, pero que es desconocida su identidad. La búsqueda del parámetro será objeto de trabajos e investigaciones futuras.

- Ya por último, una consideración final del estudio es cómo de buena o aproximada es la distribución de valores al aplicarle el método. Por ello, además del grado del polinomio de aproximación, el estudio se realiza mediante la evaluación del muestreo y los puntos de integración sobre este, es decir, cuántos casos del total tomo para el análisis y con cuántos de su alrededor realizo la comparativa.

Se observa, normalmente, que a mayor grado de interpolación, menor será la desviación típica media respecto a la superficie de tendencia. Sin embargo, para estudios de aplicación de la metodología a otras funciones, no siempre es así, ya que se puede alcanzar el grado óptimo por encima del cual los errores vuelven a crecer. Este aspecto carece de relevancia física en turbomáquinas pero sí de cierta importancia matemática al poder acercar una función polinómica al comportamiento de la máquina.

### 3.3.1 Presentación de resultados

#### 3.3.1.1 Coeficiente de pérdida de presión de remanso de turbocompresor axial

- Aire y CO<sub>2</sub>.

Analizando los errores medios según el polinomio de interpolación de las variables, se observa que el error se va reduciendo con el aumento del grado del polinomio, puesto que la solución polinómica se aproxima más a los valores introducidos. Analizaremos la solución con el quinto grado, ya que el error baja de un 5% (4'598%).

Las gráficas de la superficie interpolación van a tener zonas de muy mala aproximación de la función, ya que los valores que toma la superficie son poco fiables (grandes oscilaciones) según la distribución que siguen los puntos. Los datos originales del muestreo sugieren que la curva no presentará oscilaciones tan grandes, pero dado que los datos son muy discretos y con mucha distancia entre ellos, la gráfica responderá de forma errónea al verdadero comportamiento de los resultados de la función.

Si nos quedamos, dada la poca información que nos aporta la superficie de interpolación de los puntos, con la representación de los autovalores a escala logarítmica, la información que nos presenta será más relevante, pues la gráfica muestra la presencia de una variable activa con dirección preferente y con peso relativo superior al resto.

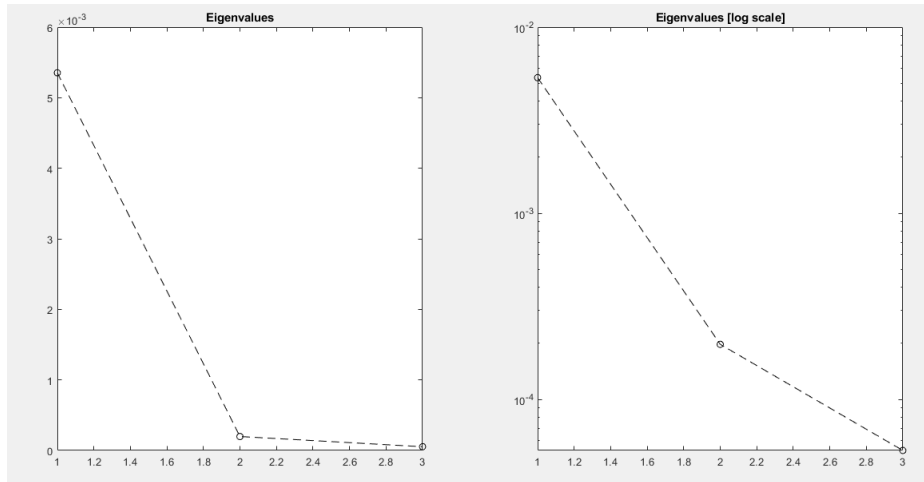


Figura 31. Autovalores del coeficiente de pérdida de presión de remanso operando con aire

Sin embargo, en la aplicación al  $\text{CO}_2$ , en condiciones de gas ideal, el error que nos muestra la desviación típica media es inferior al 1% (0'3667%), lo que hace que, como marca la figura 32 de los autovalores de este fluido, la presencia de una variable activa con mayor peso es más significativa que en el caso del aire al evaluar las irreversibilidades del compresor.

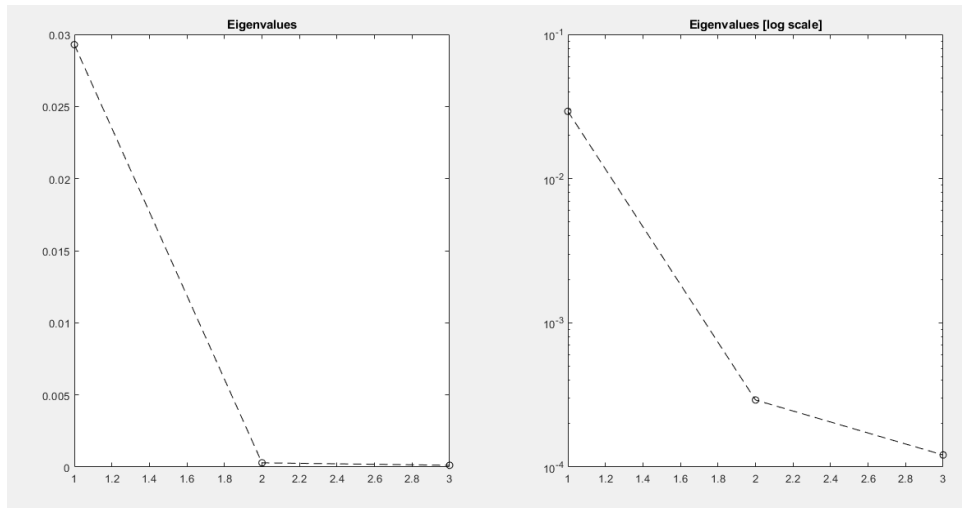


Figura 32. Autovalores del coeficiente de pérdida de presión de remanso operando con  $\text{CO}_2$

-  **$\text{CO}_2$  supercrítico.**

Si calculamos los errores según el polinomio de interpolación de las variables, podemos observar, el error se va reduciendo cada vez más, luego analizaremos la solución con el quinto grado, ya que el error baja de un 4%. (3'3248 %). Por ello, y del mismo modo que en el caso de los fluidos ideales, la figura 33 de los autovalores de la función de las pérdidas de presión total muestran la presencia de una variable activa con dirección preferente y con peso relativo superior al resto.

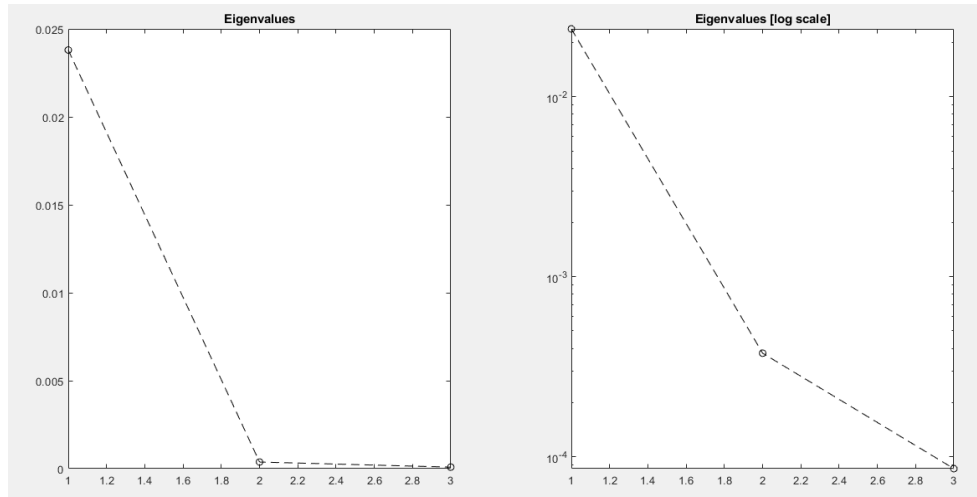


Figura 33. Autovalores del coeficiente de pérdida de presión de remanso operando con CO2 supercrítico

En consecuencia, respecto al coeficiente de pérdida de presión de remanso, comparando los tres fluidos podemos afirmar que en los tres hay una variable independiente que destaca en importancia relativa respecto a las otras dos.

### 3.3.1.2 Coeficiente de aumento de presión estática de turbocompresor axial

#### - Aire y CO<sub>2</sub>.

Tanto el aire como el CO<sub>2</sub> en condiciones de gas ideal van a tener un comportamiento similar, y analizando la desviación típica media vemos que el error que se produce para un grado 2 del polinomio de interpolación no supera el 4%. Luego evaluando las soluciones de la aplicación de los subespacios activos en las gráficas del peso relativo de los autovalores de las matrices de cada uno de los fluidos, nos damos cuenta de que en este caso, hasta dos de las tres variables independientes resultan predominantes en la caracterización del problema.

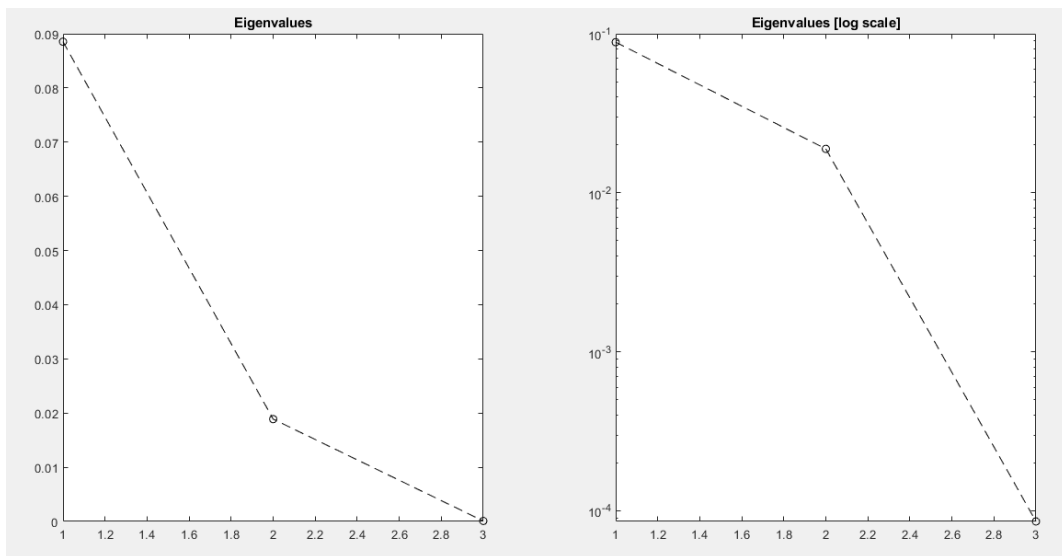


Figura 34. Autovalores del coeficiente de aumento de presión estática operando con aire

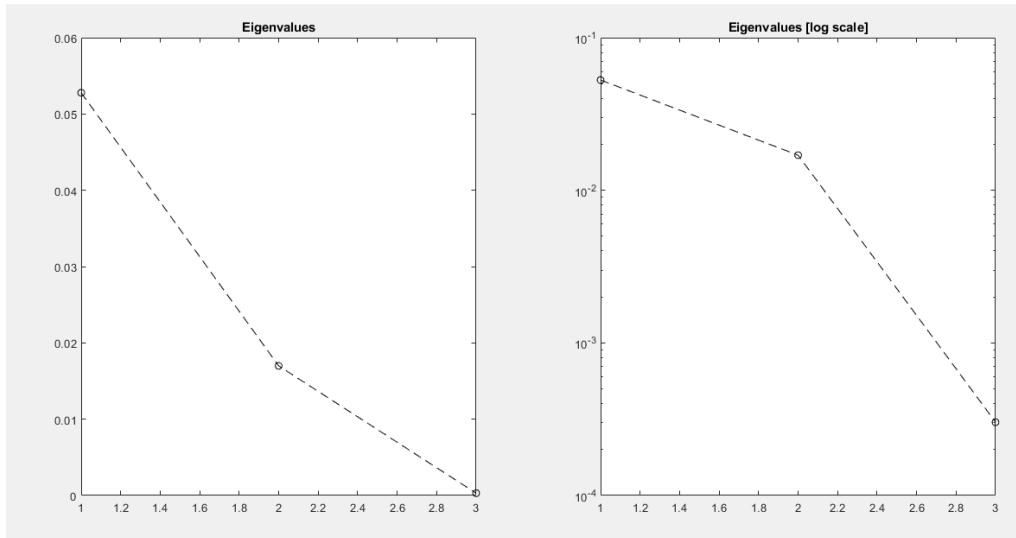


Figura 35. Autovalores del coeficiente de aumento de presión estática operando con CO2

### - CO<sub>2</sub> supercrítico.

Tras la interpretación de varios grados del polinomio, la solución con mayor aproximación es la del quinto grado, ya que en este caso el error es incluso menor al 1% (0'6025%), una aproximación bastante buena a pesar de las restricciones de nula continuidad en la distribución de puntos en la superficie generada. De nuevo, la gráfica de autovalores vuelve a mostrar que existen dos direcciones preferentes para determinar el comportamiento del compresor.

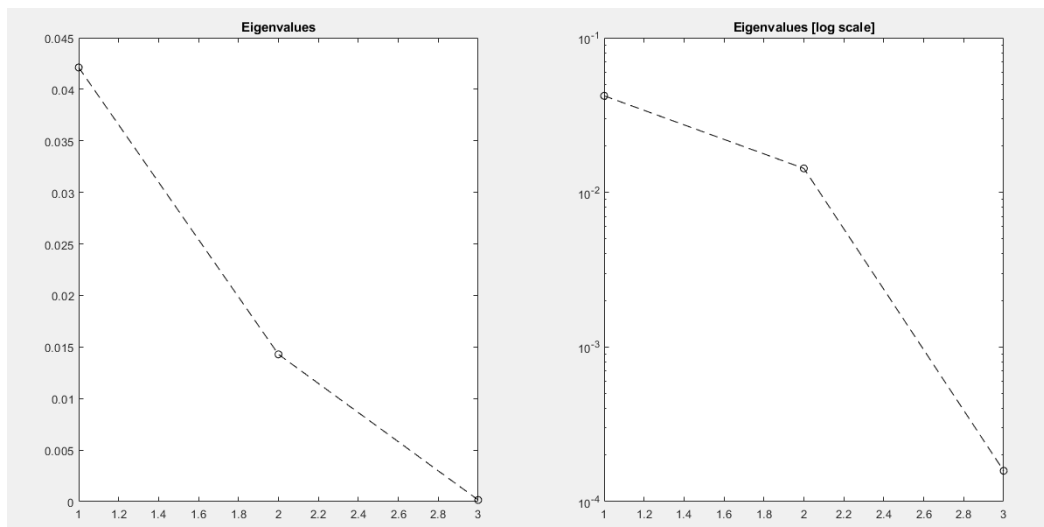


Figura 36. Autovalores del coeficiente de aumento de presión estática operando con CO2 supercrítico.

Por tanto, se llega a la conclusión de que en el caso de la aplicación de la metodología a la  $\bar{c}_p$ , hasta dos variables independientes llegan a ser más influyentes que el resto en la caracterización de las prestaciones del compresor axial.

### 3.3.1.3 Reducción del rango de operación

Este apartado considera la opción de, si se redujeran la distancia entre puntos de muestreo de algunas de las variables (dado que algunas varían por órdenes de magnitud), conseguiríamos más precisión en la aplicación de la metodología.

Estudiremos los resultados de la aplicación a un conjunto de datos que englobe un solo salto del orden de magnitud en el número de Reynolds (de  $10^5$  a  $10^6$ ). Aunque tengamos menos casos, obtendremos más cercanía entre estos y por tanto, mayor continuidad. Analizando el error para distintos grados del polinomio interpolador



utilizando CO<sub>2</sub> supercrítico para evaluar la eficiencia ( $\omega$ ) resultan un error de entorno al 5%, y con un autovalor destacable, según la figura 37.

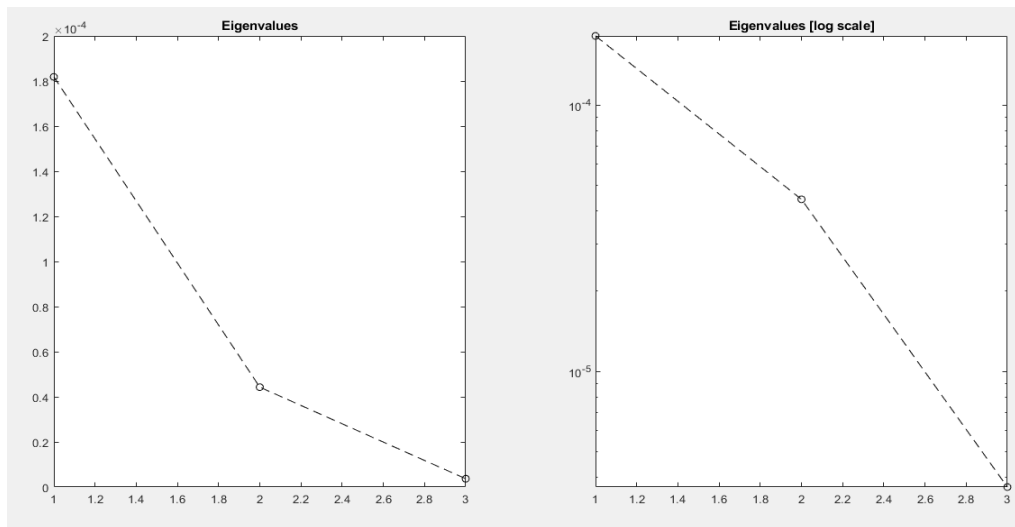


Figura 37. Autovalores del coeficiente de pérdida de presión total con menor rango de operación trabajando con CO<sub>2</sub> supercrítico

Sin embargo, este análisis específico reduciendo el rango de operación destaca en la caracterización de la  $\bar{c}_p$  del sCO<sub>2</sub>, puesto que ahora el error será menor al 1% (0,7357 %) y la determinación de los autovalores resalta con enorme diferencia la presencia de una variable independiente por encima del resto, que en comparación a los resultados anteriores para el mismo fluido y las mismas prestaciones se tenían que expresar con dos variables.

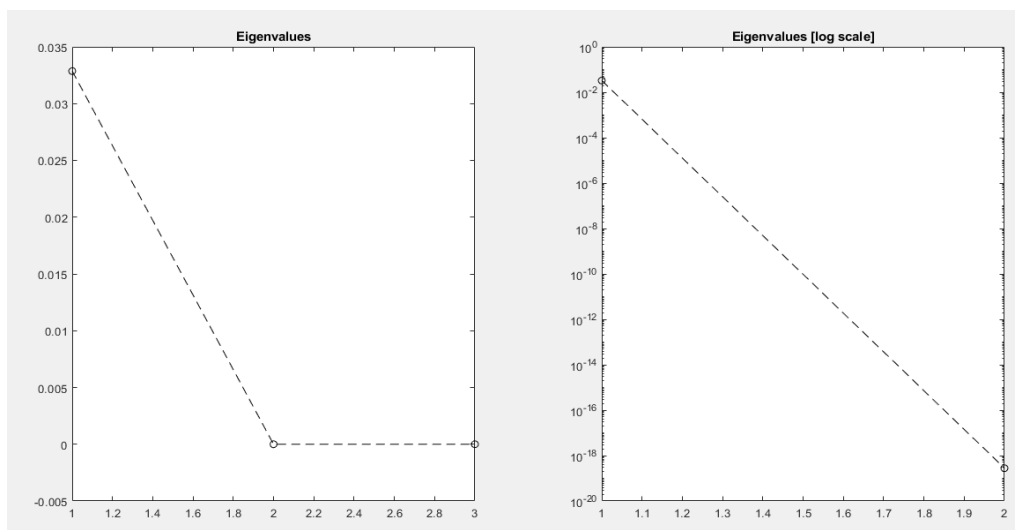


Figura 38. Autovalores del coeficiente de aumento de presión estática con menor rango de operación trabajando con CO<sub>2</sub> supercrítico

En cuanto se refiere al  $c_p$ , queda destacadísima la presencia de una variable activa sobre el resto, que presentan la misma participación como indica la figura de los autovectores. Se confirma entonces que, incluso teniendo de nuevo errores promedio un tanto mayor que en los casos con más valores en la matriz de casos, los datos se muestran en este apartado más repartidos para configurar una superficie más homogénea en la figura y que la aplicación de la metodología sea más rigurosa.

### 3.4 Conclusiones y aspectos destacables

Si nos fijamos en la eficiencia del turbocompresor, vemos que existe una variable destacada dentro del subespacio activo en los tres fluidos, es decir, bastaría fijarnos en una de las tres variables independientes para caracterizar el problema.

Por otra parte, la aplicación del método en el coeficiente de aumento de presión resulta un tanto inabarcable dado que el CO<sub>2</sub> comportándose como gas ideal presenta, bajo las mismas condiciones de aplicación que el resto de fluidos, errores de cierta consideración. En relación al número de variables destacadas, en las gráficas de los autovectores se muestran hasta dos de las tres que entran con un papel más influyente en el comportamiento de la cascada. Para estudiar la compresión estática del compresor que trabaje con dicha cascada, habría que destacar dos variables, desconocidas a priori. Respecto a la comparación entre fluidos, el CO<sub>2</sub> supercrítico presenta cierta ventaja sobre el resto de fluidos a la hora de evaluar el efecto difusor de la cascada, ya que el error de los datos respecto a la superficie del subespacio es menor al 1%. En comparación, para los datos ideales, dicho error oscila en torno al 10% en el caso del aire.

Recalcando la situación en la que hemos aplicado la metodología, observamos que mediante la concentración de datos, el error disminuye. Es decir, al reducir el rango entre el máximo y mínimo valor de las variables observamos más precisión en la definición de la superficie de interpolación, ya que los datos se disponían más continuamente. Nos confirmamos entonces en que la discretización tan acusada impide poder conocer con mayor claridad los resultados de aplicar el método de los subespacios activos.

Esto demuestra que, si además de concentrar el rango se aumenta el número de casos, se consigue mayor reducir el error de aplicación del método a la función objetivo y, por tanto, una mejor definición del problema mediante variables activas.

### 3.5 Herramienta: Aplicación de la metodología de los subespacios activos

Mediante esta segunda herramienta describiremos cómo se han secuenciado las acciones correspondientes a la aplicación en nuestro problema del método de los subespacios activos.

Esta herramienta se empleará en búsqueda, mediante la utilización de distintos códigos en Matlab, de variables independientes que presenten una mayor influencia en la caracterización de una función objetivo basándose en la búsqueda de direcciones preferentes (autovectores) de una matriz de datos. Como se describe anteriormente, este cálculo se basa en el método numérico de los subespacios activos, desarrollado por el matemático americano Paul Constantine [12]. En nuestro caso hemos utilizado los códigos desarrollados por los investigadores J. Sebastián Bahamonde y Francesco Crespi [11], y que hemos transformado para adaptarlo a las condiciones del trabajo.

Dada la peculiaridad de este proyecto en el que los primeros pasos de la metodología han sido suprimidos y llevados a cabo por los cálculos de la primera parte del TFG, los códigos “Toconstructmatrix.m” y “pruebaoff.m”, desarrollados por Crespi en su tesis doctoral [11], han sido modificados para operar con una matriz de casos ya definida de las simulaciones de actuaciones de cascada. Dentro de estos hemos desarrollado el resto de operaciones necesarias para obtener las gráficas y resultados de la aplicación de cada fluido y en cada función objetivo.

Se ha elaborado una copia del código en cuestión para cada fluido y con cada una de las dos funciones ( $\omega$  y  $c_p$ ) a los que, bajo la misma secuencia de operaciones y líneas de código

Los pasos que se siguen en las líneas de código son:

1. Se crea la matriz base X, que será la misma para los seis códigos, ya que representa todos los casos que hemos calculado con la caracterización del problema en el capítulo 2. Este paso se hubiera llevado a cabo en condiciones normales de aplicación de la metodología con la creación de una matriz LHS (“*Latin Hypercube Sampling*”) que genera, para unas dimensiones determinadas, una matriz aleatoria con valores normalizados entre -1 y 1.

Vamos a reoger en esta matriz los 108 casos con los que se ha evaluado cada fluido. La forma de la matriz será de 108 filas por 3 columnas, con la disposición de los valores tal y como explica la Figura 39 con el Reynolds, Mach e incidencia.

```
Reynolds=[ones(36,1)*23675; ones(36,1)*236750; ones(36,1)*2367500];
Mach=[ones(9,1)*0.083; ones(9,1)*0.2; ones(9,1)*0.4; ones(9,1)*0.6;
      ones(9,1)*0.083; ones(9,1)*0.2; ones(9,1)*0.4; ones(9,1)*0.6;
      ones(9,1)*0.083; ones(9,1)*0.2; ones(9,1)*0.4; ones(9,1)*0.6];
a=[-12.5 -10 -7.5 -5 -2.5 0 2.5 5 7.5]';
Incidencia = [a; a; a; a; a; a; a; a; a; a; a; a];
matrix_Enrique = [Reynolds Mach Incidencia];
```

Figura 39. Código: Generación de la matriz de casos

2. A continuación se realiza la normalización de la matriz. Consiste en, utilizando los valores máximos y mínimos de cada una de las variables, expresar la misma matriz en valores de entre -1 y 1 según los valores que ocuparan en el intervalo original:

-1.0000	1.0000	-0.2500
-1.0000	1.0000	0
-1.0000	1.0000	0.2500
-1.0000	1.0000	0.5000
-1.0000	1.0000	0.7500
-1.0000	1.0000	1.0000
-0.8182	-1.0000	-1.0000
-0.8182	-1.0000	-0.7500
-0.8182	-1.0000	-0.5000
-0.8182	-1.0000	-0.2500
-0.8182	-1.0000	0
-0.8182	-1.0000	0.2500
-0.8182	-1.0000	0.5000
-0.8182	-1.0000	0.7500
-0.8182	-1.0000	1.0000
-0.8182	-0.5474	-1.0000
-0.8182	-0.5474	-0.7500
-0.8182	-0.5474	-0.5000
-0.8182	-0.5474	-0.2500

Figura 40. Matriz de casos normalizada

3. Una vez definida ya la matriz normalizada, procedemos a introducir la columna correspondiente a los valores de la función de pérdida de presión de remanso,  $Q$  (o de coeficiente de aumetno de presión, según la función objetivo), valores que fueron calculados previamente. Se genera esta columna y se adjunta a la anterior consiguiendo una matriz  $X|Q$  con la que vamos a operar para buscar la matriz de autovectores activos.

Posteriormente vamos a establecer una separación para iniciar la aplicación de la metodología. Se diferenciarán por una parte las tres primeras columnas ( $X_j$ ), por otro la columna de los resultados del cálculo ( $Q_j$ ):

```
matrix_completed_remanso_air=[matrix_s_n(:, :) perdida_remanso_air];
x_j_remanso_air=matrix_completed_remanso_air(:,1:3);
q_j_remanso_air=matrix_completed_remanso_air(:,4);
```

Figura 41. Código: Generación de la matrix  $X|Q$

Con objeto de no perturbar demasiado el estudio de los autovalores y autovectores, hacemos una pequeña criba de datos cuando exista algún valor que difiera demasiado de la media del resto.

4. Comenzamos ahora la operación con los subespacios activos. Para ello vamos a determinar los inputs, o parámetros de entrada, que daremos a la función del método:
  - Determinamos el tamaño del número total de las muestras posibles, que será igual al tamaño de la matriz  $X_j$ .
  - Introducimos el número de variables activas a las que queremos evaluar su peso relativo. Dado que siempre trabajamos con tres en total, hasta 2 sería el cómputo de variables activas posibles, ya que las tres no incluiría ninguna inactiva.
  - Para la función de interpolación establecemos el grado del polinomio.

Por último, para la evaluación dentro del algoritmo es necesario establecer un muestreo de un número de tomas menor a la  $N$  (tamaño de la matriz), y a su vez, seleccionar el integrador, que será el número de puntos cercanos al valor de la muestra con el que opera la función y con los que realizarán las comparativas durante la aplicación. Se incluye además la opción de que aparezcan o no las gráficas al ejecutar el programa (*plot\_op\_remanso\_air = 0* o *plot\_op\_remanso\_air = 1*).

```
[row,~] = size(x_j_remanso_air);
% compute AS
% N number of samples
N_remanso_air = row;
% select the number of active variables
lambda_N_remanso_air= 2;
% lambda_N_P_cooler_1 = 1;
% select the polynomial grade for the AS function
pol_grad_remanso_air = 6; %2           %3, 60, 30
% Select a number of samples M
% rule of thumb: Msus = ceil(10 * 2 * log(length(x)));
%   Msus = ceil(10 * 2 * log(row));
M_remanso_air = 90;
% select an integer p
% m+1 <= p <= N
p_remanso_air = 70;
% activate plotting for function
plot_op_remanso_air = 1;
```

Figura 42. Código: Selección de los parámetros de muestreo, grado del polinomio y número de variables activas

5. En este último paso, se realiza la llamada a la función “*compute\_AS\_local\_linear\_models.m*” diseñada por Sebastián Bahamonde [10] con la que se realizará la aproximación y aplicación de la metodología según los datos de entrada que se han descrito anteriormente, devolviendo las gráficas de la figura 43 de representación de la superficie de aproximación de las variables activas ( $A$ ), la distribución normalizada del error y la distribución de los valores de la función ( $B$ ), representación del peso de los autovalores ( $C$ ) y de los autovalores activos ( $D$ ).

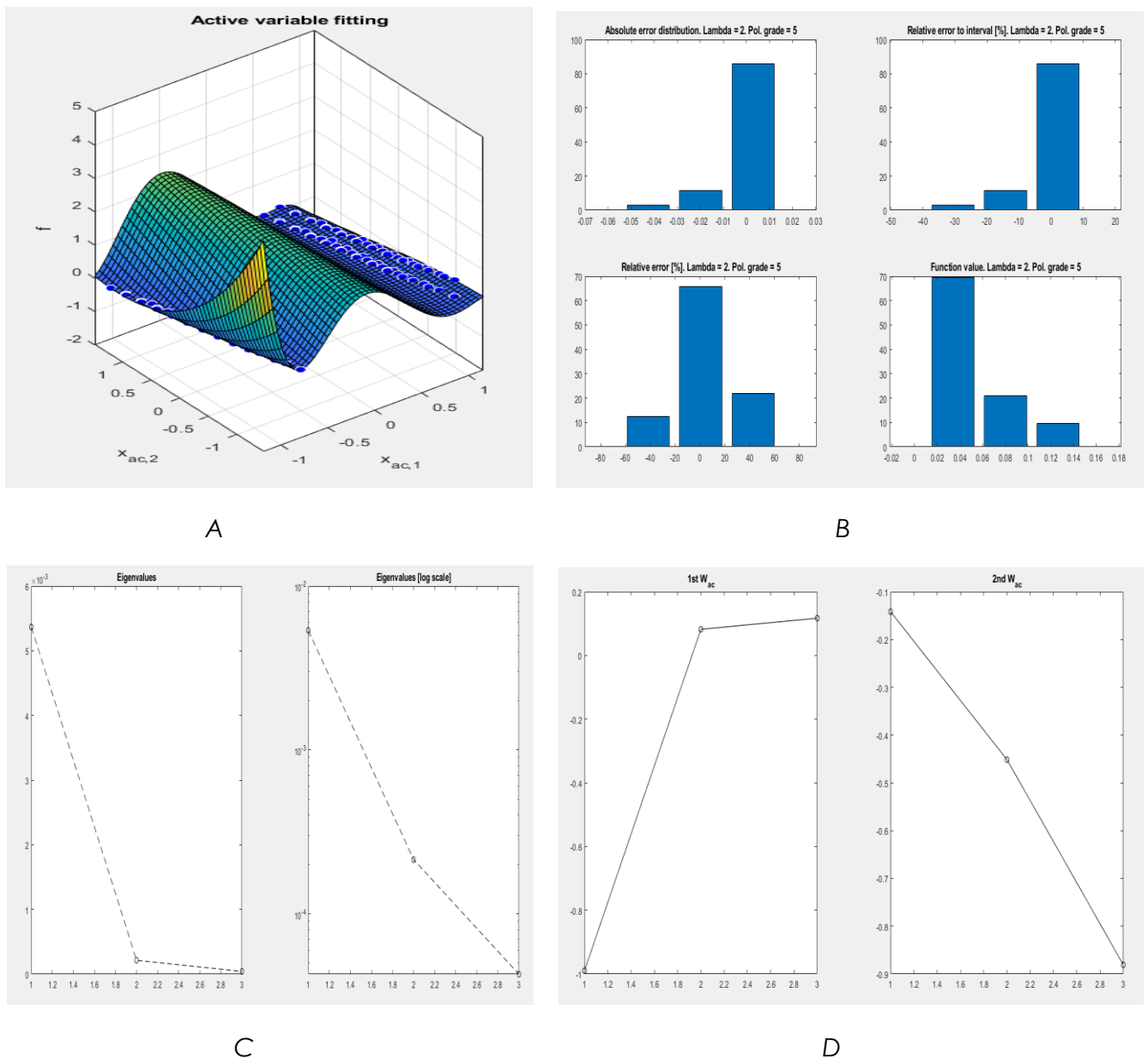


Figura 43. Gráficas de la función de aplicación de la metodología de los Subespacios Activos

- Se muestra por pantalla la desviación típica media de los valores, en un error promedio de los valores respecto la curva o superficie de interpolación.

```
remanso_air = compute_AS_local_linear_models(N_remanso_air , x_j_remanso_air ,
q_j_remanso_air' , M_remanso_air , p_remanso_air , lambda N_remanso_air ,
pol_grad_remanso_air , plot_op_remanso_air);

percentage_error_remanso_air = mean(remanso_air.fit_rel_error)
```

Figura 44. Código: Llamada a la función de aplicación de la metodología y cálculo del error medio de los punto

# 4 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

A lo largo de este proyecto de final de grado, se han realizado diversos cálculos gracias a la aplicación de dos metodologías desarrolladas en el ámbito de las turbomáquinas y mediante las cuales hemos podido establecer diferentes puntos de estudio para caracterizar el comportamiento de estas. Basados en aspectos teóricos y prácticos, y con el fin de poder llevar a cabo un estudio experimental, se han extraído conclusiones interesantes de conocer, desde el punto de vista del autor, para llevar a cabo la parte empírica en un futuro.

Mostramos a continuación los puntos destacables de los resultados obtenidos durante el desarrollo del trabajo:

## 4.1 Conclusiones

Se destacan los siguientes aspectos generales sobre el Proyecto:

1. La primera conclusión obtenida del estudio de cascadas de turbocompresor axial es que, en cuestión de relacionar aspectos destacados sobre el cambio de fluido para unas mismas prestaciones, el fluido no ideal, CO<sub>2</sub> supercrítico en nuestro caso, presenta mejores prestaciones y mejor rendimiento a bajos niveles de turbulencia. En líneas generales y para los mismos valores de Reynolds y Mach, las pérdidas son menores y con mayor aumento de la presión que el aire y el CO<sub>2</sub> en condiciones de gas ideal.
2. En segundo lugar, y en la misma línea que la conclusión anterior, para valores de Reynolds por encima del valor crítico, el sCO<sub>2</sub> muestra peores condiciones de funcionamiento que el aire y el CO<sub>2</sub> que funcionan de forma muy pareja. No obstante, el cambio de nivel de turbulencia, en los tres fluidos, supone que la incidencia de máximo coeficiente de aumento de presión aumente a valores positivos más extremos. La incidencia de referencia en términos de  $\omega$  apenas cambia con el Reynolds ni con el Mach, lo que viene a decir que habrá que tener en cuenta más estas variaciones respecto a la difusión del fluido.
3. Otro dato a destacar es que las altas velocidades a la entrada, fijadas por el número de Mach, en el fluido no ideal, suponen dos conclusiones de relevancia:
  - Puede provocar, dada que la temperatura de remanso está fijada, una caída de la temperatura estática dejando la línea de operación por debajo del punto crítico y modificando propiedades.
  - Dada la aerodinámica del álabe, las velocidades en la cara de succión aumentan considerablemente. Luego si la velocidad en la sección de entrada es alta, el incremento a su paso por el álabe puede llegar a inducir bloqueo sónico.

Por ello es interesante modificar la temperatura de remanso a la entrada en fluidos en condiciones críticas a la hora de operar con altos número de Mach.

4. Respecto a la aplicación de los subespacios activos, y pese a la falta de precisión en los resultados dada la poca cantidad y continuidad de los datos, podemos establecer la conclusión de que es posible representar las pérdidas de la cascada respecto a una sola variable fundamental, mientras que el coeficiente de aumento de presión estática es posible determinar su valor con dos variables activas.
5. La ampliación del rango de operación y la continuidad y dispersión de los datos permiten una mayor aproximación de la superficie de interpolación así como una mayor claridad en la detección de direcciones preferentes en la matriz de autovalores y autovectores. Esto ha sido comprobado mediante el estudio en un solo orden de magnitud en la variación del número de Reynolds.

6. El proyecto recoge la conclusión de que el fluido supercrítico muestra mejores condiciones en los resultados para ser evaluado con el método de los subespacios, puesto que los errores de desviación típica media son en líneas generales de menor magnitud que el aire o el CO<sub>2</sub>, aproximándose a los valores que se obtienen en estudios centrados directamente en la aplicación de la metodología.

## 4.2 Trabajos futuros

Tomando en consideración las distintas suposiciones y restricciones que durante la ejecución de este trabajo fin de grado hemos tenido que adoptar, se plantean nuevos campos de investigación y desarrollo de lo aquí plasmado, ya que es más que notorio la necesidad de mejora en ciertos puntos del proyecto.

### **Implementación de las variables geométricas en la caracterización de la cascada**

La suposición de resolver el problema directo de la actuación de cascada para abarcar la caracterización dejó como parámetros fijados unas condiciones de geometría en la cascada. Introducir los tres grupos correspondientes en el estudio de los límites de difusión supondrá una mejor caracterización y conocimiento del comportamiento de la cascada ante otro tipo de cambios de parámetros fundamentales. Un nuevo proyecto enfocado simplemente a la geometría o también con una combinación de los siete grupos.

### **Ampliación de los valores estudiados para cada variable**

Realizar este mismo estudio incrementando el árbol de casos significaría mayor precisión en la evaluación de los comportamientos, puesto que los saltos que hemos llevado a cabo han sido con el fin de ver los cambios bruscos que se suceden en el comportamiento de la cascada. Esto supone una mayor implicación en el cálculo y un perfeccionamiento de la herramienta de CFD para reducir el tiempo de ejecución de cada caso, lo cual supondría un avance considerable para la utilización de esta herramienta en diversos proyectos.

### **Aplicación directa de la metodología de los subespacios activos.**

Como se describe en la introducción del apartado del método, se debe configurar inicialmente una matriz de al menos 650 datos para que el método sea aceptable. No obstante, los datos son generados de manera aleatoria y la combinación de casos que habría que introducir en la herramienta de CFD sería notablemente tediosa y costosa en recursos y tiempo. Mejorar y agilizar las prestaciones de la herramienta muestra cierto interés para su desarrollo. Genera así una matriz de parámetros más fácil de obtener y por tanto una mayor dispersión de datos para conseguir aplicar la metodología con alta rigurosidad en el cálculo de variables activas.

### **Búsqueda de los grupos adimensionales que definen el comportamiento**

Esta es la continuación principal del último apartado del proyecto. El método de los subespacios activos permite identificar el número de variables independientes que determinan un problema pero no cuáles son dichas variables. Un siguiente paso de este trabajo sería la identificación de estas variables. Se trata de un proyecto más avanzado que se deberá hacer de forma dimensional, buscando los grupos adimensionales que caractericen el comportamiento, tanto geométricos como de control o aerodinámicos.





## REFERENCIAS

- [1] Red Eléctrica de España, 2012. «Interconexiones eléctricas: un paso para el mercado único de la energía en Europa»  
<https://www.ree.es/sites/default/files/jgk4byy3ukct.pdf>
- [2] Sánchez Lencero, T., Muñoz Blanco, A. & Jiménez-Espadafor Aguilar, F., 2004. *Turbomáquinas térmicas*. Síntesis, Madrid
- [3] Tello, C., Sánchez D., Savill M., Muñoz A. & Kipouros T., 2020. *Impact of Fluid Substitution on the Performance of an Axial Compressor Blade Cascade Working With Supercritical Carbon Dioxide*. ASME.
- [4] Rodríguez, J. M., *Estudio numérico de los límites de difusión en cascadas de álabes de compresor NACA 65*. Grupo de Máquinas y Motores Térmicos, Universidad de Sevilla.
- [5] Brun, K., Friedman, P., & Dennis, R. 2017. *Fundamentals and applications of supercritical carbon dioxide (SCO2) based power cycles*. Woodhead Publishing.
- [6] Crespi, F., Gavagnin, G., Sánchez, D. & S. Martínez, G. 2017. *Supercritical carbon dioxide cycles for power generation: A review*. University of Seville. Applied Energy, Elsevier.
- [7] Liaoa, G., Liuc, L., Jiaqiang, Zhanga, F., Chena, J., Deng, D. & Zhua, H. 2019. *Effects of technical progress on performance and application of supercritical carbon dioxide power cycle: A review*. Hunan University, China. Energy Conversion and Management, Elsevier.
- [8] Fuller, R., Preuss, J. & Noall, J., 2012. *Turbomachinery for Supercritical Carbon Dioxide Power Cycles*. ASME Turbo Expo.
- [9] Holaind, N., Bianchi, G., De Miol, M., Sayad Saravi, S., Savvas A. Tassou, Leroux, A. & Jouhara, H. 2017. *Design of radial turbomachinery for supercritical CO2 systems using theoretical and numerical CFD methodologies*. Energy Procedia, Volume 123.
- [10] Bahamonde, S., Pini, M., De Servi, C. & Colonna, P. 2017. *Active subspaces for the optimal meanline design of unconventional turbomachiner*. Propulsion and Powe, Delf University of Technology, The Netherlands Flemish Institute for Technological Research (VITO), Mol, Belgium.
- [11] Crespi, F., Sánchez, D., Rodríguez, J., & Gavagnin, G. 2020. *A thermo-economic methodology to select sCO2 power cycles for CSP applications*. Renewable Energy, 147, 2905–2912.
- [12] Constantine, P. 2015. *Active subspaces : emerging ideas for dimension reduction in parameter studies* . Society for Industrial and Applied Mathematics
- [13] Barbasán Arcos, E. 2019. *Aplicación de la metodología de los Subespacios Activos al estudio de las curvas características de turbomáquinas térmicas*. Universidad de Sevilla.

# ANEXO

## Resultados del estudio de actuación de cascada

- Reynolds= 23675 y Mach=0'083

$\omega$	Re 23675 y Mach 0,083			$C_p$	Re 23675 y Mach 0,083		
	$\omega$	$C_p$	$C_p$		$\omega$	$C_p$	$C_p$
-12.5	0.06015434	0.05941002	0.05838737	-12.5	0.0190097	0.02236251	0.027156
-10	0.05387607	0.05304148	0.05163089	-10	0.08216605	0.08558408	0.09106927
-7.5	0.05356926	0.05273005	0.05177705	-7.5	0.1247805	0.12866511	0.13499693
-5	0.05804818	0.05707121	0.05556233	-5	0.16271567	0.16678522	0.17411003
-2.5	0.06457208	0.0634188	0.06117521	-2.5	0.19709654	0.20144493	0.21018638
0	0.07391928	0.07250297	0.06921408	0	0.22474732	0.22949362	0.2405825
2.5	0.08807319	0.08641907	0.08153039	2.5	0.24155181	0.2467212	0.26089912
5	0.10899342	0.10757143	0.10050321	5	0.2413941	0.24551537	0.26511783
7.5	0.13423325	0.13302256	0.12790587	7.5	0.22737203	0.23093338	0.24533421

Tabla 6. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=23675 y Mach=0'083.

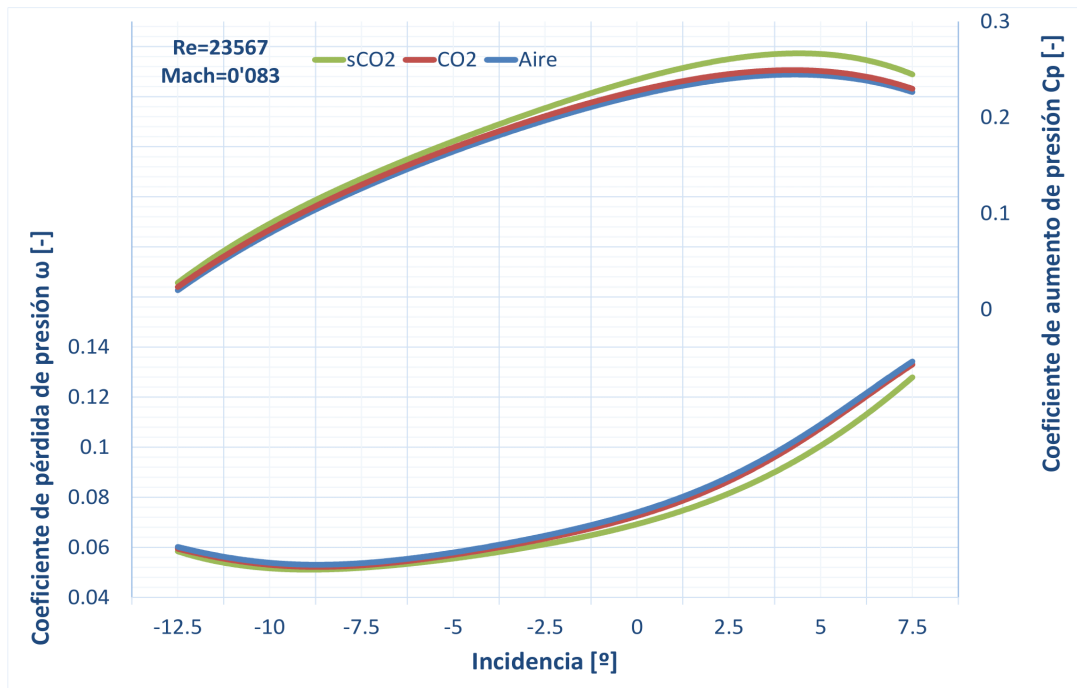


Figura 45. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=23675 y Mach=0'083.

- Reynolds= 23675 y Mach=0'2

$\omega$	Re 23675 y Mach 0,2			Cp	Re 23675 y Mach 0,2		
	Aire	CO <sub>2</sub>	sCO <sub>2</sub>		Aire	CO <sub>2</sub>	sCO <sub>2</sub>
-12.5	0.06319172	0.06222086	0.06334505	-12.5	0.01228489	0.01640938	0.01540262
-10	0.05623179	0.05517536	0.05550292	-10	0.07911135	0.08324126	0.08435488
-7.5	0.05530942	0.05426711	0.0541234	-7.5	0.12447911	0.12912558	0.1340712
-5	0.05962023	0.05846888	0.05734875	-5	0.16330978	0.16804547	0.17517553
-2.5	0.06609761	0.06474435	0.06291714	-2.5	0.19828088	0.20328719	0.21158644
0	0.07546372	0.07374776	0.07140441	0	0.22637608	0.23190794	0.24068596
2.5	0.08971062	0.08772503	0.08501118	2.5	0.24313147	0.24919606	0.25753539
5	0.11002517	0.10791417	0.10625957	5	0.2445916	0.25076122	0.25562138
7.5	0.13668294	0.13485158	0.13415762	7.5	0.22862125	0.23397009	0.23822758

Tabla 7. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=23675 y Mach=0'2

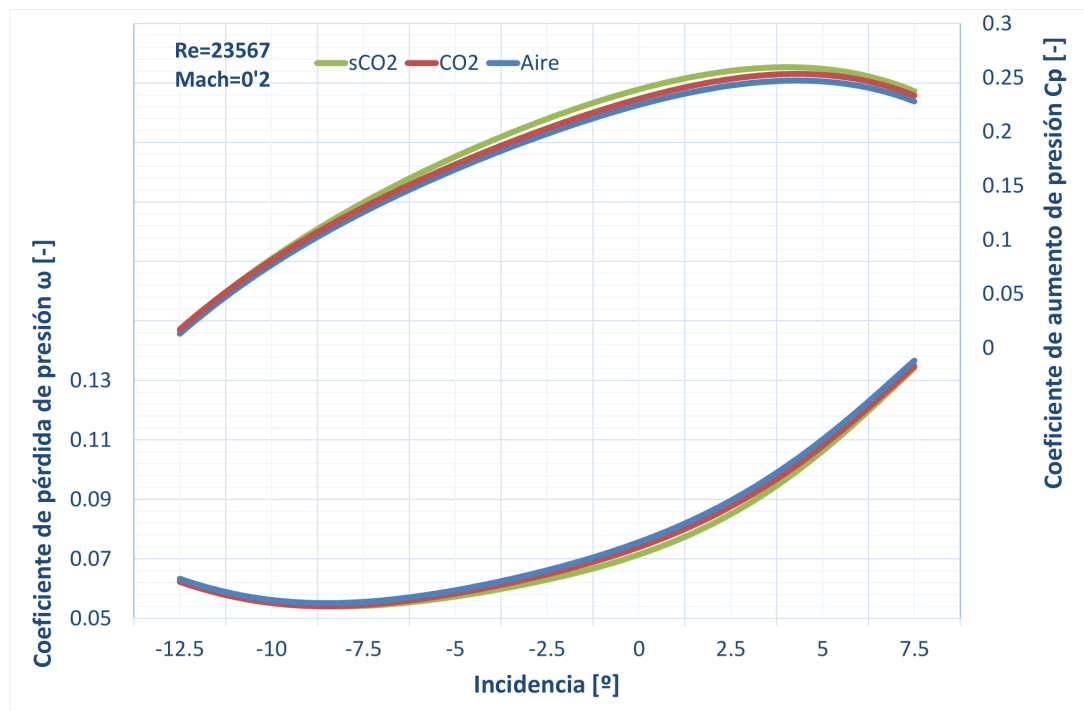


Figura 46. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=23675 y Mach=0'2.

- Reynolds= 23675 y Mach=0'4

$\omega$	Re 23675 y Mach 0,4			Cp	Re 23675 y Mach 0,4		
	Aire	CO <sub>2</sub>	sCO <sub>2</sub>		Aire	CO <sub>2</sub>	sCO <sub>2</sub>
-12.5	0.07900923	0.07712048	0.07955037	-12.5	-0.0335622	-0.0249933	-0.0341
-10	0.0682216	0.06640426	0.06764471	-10	0.05385947	0.06117643	0.05919754
-7.5	0.06432556	0.06272171	0.06354515	-7.5	0.11334726	0.120403	0.12350578
-5	0.06811828	0.06640631	0.0658616	-5	0.15550485	0.16250981	0.1694345
-2.5	0.07475892	0.07282709	0.07137893	-2.5	0.19236874	0.19968252	0.20858613
0	0.08510675	0.08271675	0.08047132	0	0.21998541	0.2281195	0.23791692
2.5	0.10064379	0.09807603	0.095827	2.5	0.23483743	0.2429884	0.25176099
5	0.12234532	0.11970752	0.11837431	5	0.23329364	0.24166301	0.24753934
7.5	0.14970889	0.14722967	0.14752395	7.5	0.21866999	0.22640199	0.2277612

Tabla 8. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=23675 y Mach=0'4

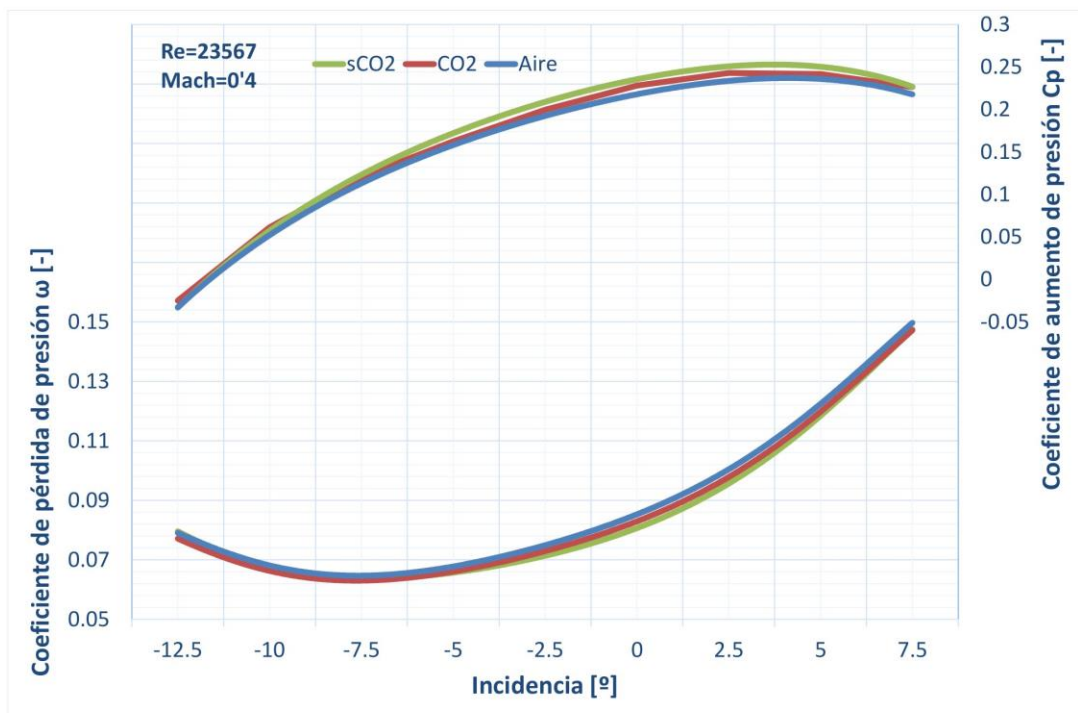


Figura 47. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=23675 y Mach=0'4.

- Reynolds= 23675 y Mach=0'6

$\omega$	Re 23675 y Mach 0,6			Cp	Re 23675 y Mach 0,6		
	Aire	CO <sub>2</sub>	sCO <sub>2</sub>		Aire	CO <sub>2</sub>	sCO <sub>2</sub>
-12.5	0.15705364	0.13811037	0.12389507	-12.5	-0.3976844	-0.2835202	-0.2635323
-10	0.10923528	0.1023384	0.09722405	-10	-0.0825167	-0.0485299	-0.0237129
-7.5	0.09143058	0.08706642	0.08223987	-7.5	0.05646075	0.07437286	0.09394199
-5	0.08828614	0.08497722	0.08022926	-5	0.1247694	0.13855405	0.15981982
-2.5	0.09446905	0.09089356	0.08494509	-2.5	0.17002162	0.18308938	0.205872
0	0.10652047	0.10440973	0.09509331	0	0.19858591	0.20737699	0.23611755
2.5	0.12435669	0.12029999	0.11238241	2.5	0.20997079	0.22293439	0.24699927
5	0.14777092	0.1438243	0.13640752	5	0.20604348	0.21883675	0.23993983
7.5	0.17627546	0.17272236	0.16642283	7.5	0.1908973	0.20241614	0.21996394

Tabla 9. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=23675 y Mach=0'6

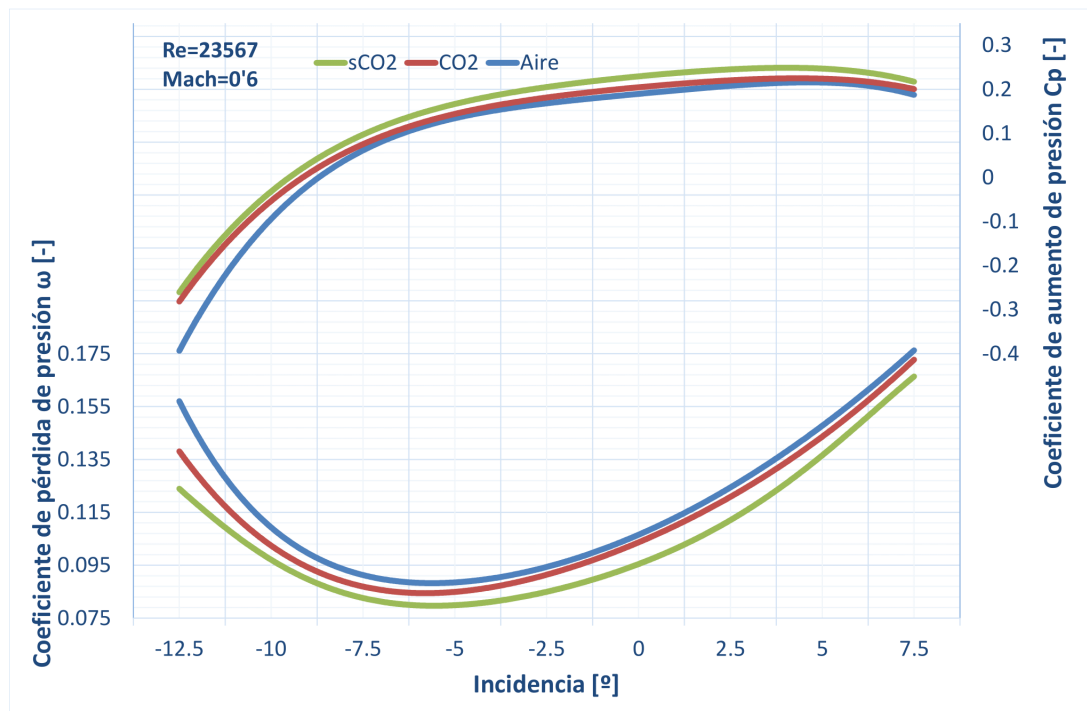


Figura 48. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=23675 y Mach=0'6.

• Reynolds=236750 y Mach=0'083

$\omega$	Re 236750 y Mach 0,083			Cp	Re 23670 y Mach 0,083		
-12.5	0.027286	0.027232	0.027933	-12.5	0.132642	0.132927	0.130928
-10	0.018061	0.01797	0.01851	-10	0.199081	0.199395	0.197865
-7.5	0.016874	0.01679	0.017183	-7.5	0.249699	0.24995	0.248799
-5	0.016608	0.016522	0.016938	-5	0.29882	0.299071	0.297802
-2.5	0.016915	0.016834	0.017268	-2.5	0.346789	0.347049	0.345677
0	0.017917	0.017836	0.018388	0	0.392968	0.393256	0.391527
2.5	0.020228	0.020085	0.020909	2.5	0.435111	0.435504	0.432982
5	0.025709	0.025518	0.026863	5	0.467873	0.468446	0.464506
7.5	0.038081	0.037784	0.039476	7.5	0.480513	0.481252	0.476659

Tabla 10. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=236750 y Mach=0'083

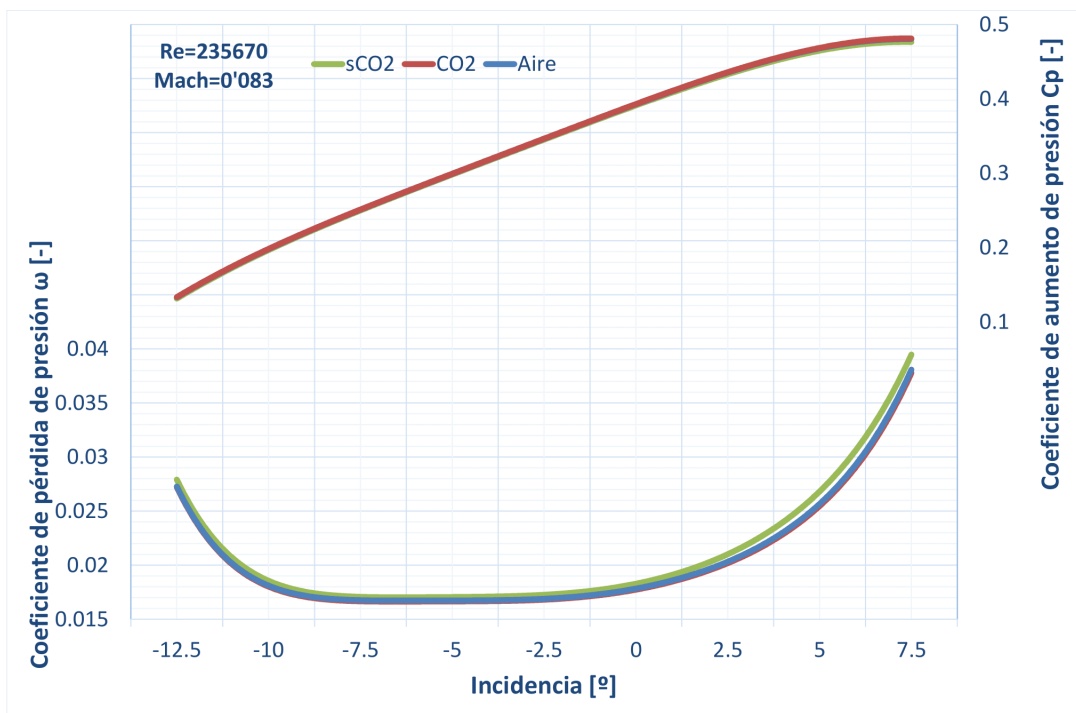


Figura 49. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=236750 y Mach=0'083.

• Reynolds=235760 y Mach=0'2

$\omega$	Re 236750 y Mach 0,2			$C_p$	Re 23670 y Mach 0,2		
	$\omega$	$C_p$	$C_p$		$\omega$	$C_p$	$C_p$
-12.5	0.029465	0.029263	0.032768	-12.5	0.130586	0.131245	0.122317
-10	0.018884	0.01874	0.022016	-10	0.201168	0.201643	0.192523
-7.5	0.017397	0.017283	0.0191	-7.5	0.253191	0.253568	0.248564
-5	0.017083	0.016984	0.01846	-5	0.302911	0.303244	0.299455
-2.5	0.017428	0.017322	0.019249	-2.5	0.351126	0.351487	0.346321
0	0.018566	0.018422	0.021661	0	0.397186	0.397631	0.388491
2.5	0.021165	0.020948	0.028928	2.5	0.438579	0.439219	0.416664
5	0.027399	0.027038	0.043611	5	0.469369	0.470379	0.423496
7.5	0.040614	0.040119	0.065498	7.5	0.479911	0.481247	0.410187

Tabla 11. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire,  $CO_2$ ,  $sCO_2$ ) para cada incidencia operando con  $Re=236750$  y  $Mach=0'2$

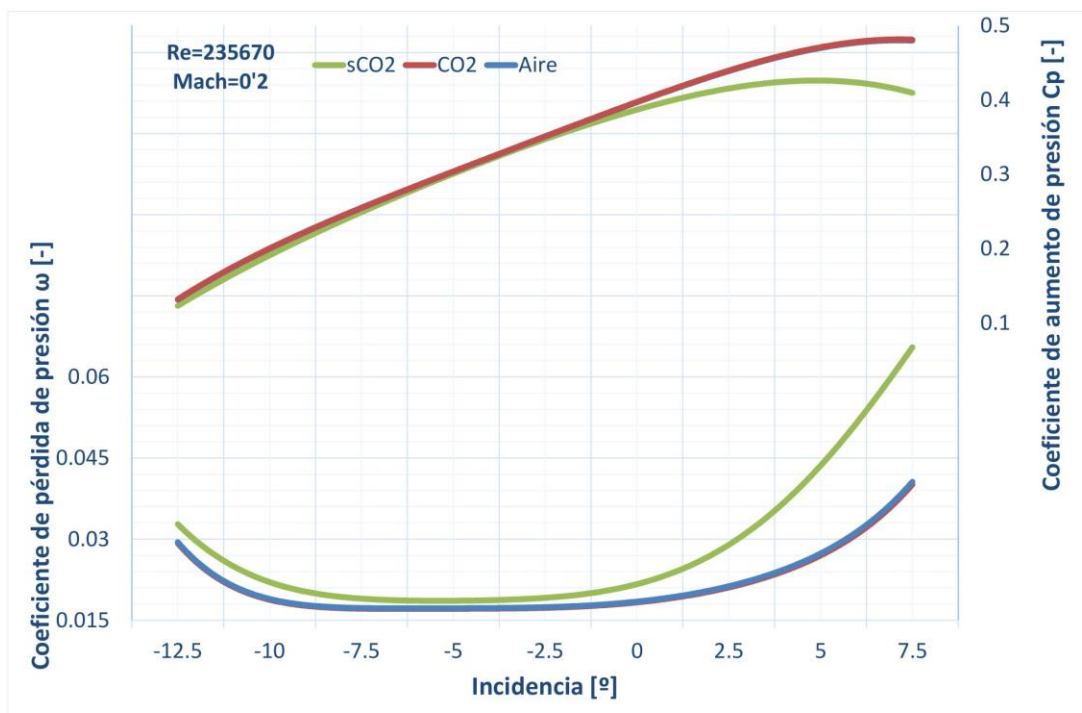


Figura 50. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire,  $CO_2$ ,  $sCO_2$ ) para el caso de  $Re=236750$  y  $Mach=0'2$ .

• Reynolds=236750 y Mach=0'4

$\omega$	Re 236750 y Mach 0,4			Cp	Re 236750 y Mach 0,4		
-12.5	0.040791	0.039726	0.045086	-12.5	0.112747	0.116322	0.093385
-10	0.02332	0.022687	0.028465	-10	0.206183	0.208	0.188635
-7.5	0.019809	0.01939	0.023482	-7.5	0.26631	0.267324	0.25442
-5	0.019127	0.018838	0.022054	-5	0.318917	0.319634	0.310754
-2.5	0.019647	0.01931	0.023202	-2.5	0.367998	0.368786	0.358456
0	0.021356	0.020919	0.02676	0	0.413107	0.414162	0.398298
2.5	0.025495	0.024791	0.037125	2.5	0.450598	0.45234	0.418524
5	0.034708	0.033611	0.056228	5	0.472868	0.475719	0.412845
7.5	0.051417	0.049884	0.0833	7.5	0.473515	0.477581	0.387293

Tabla 12. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=236750 y Mach=0'4

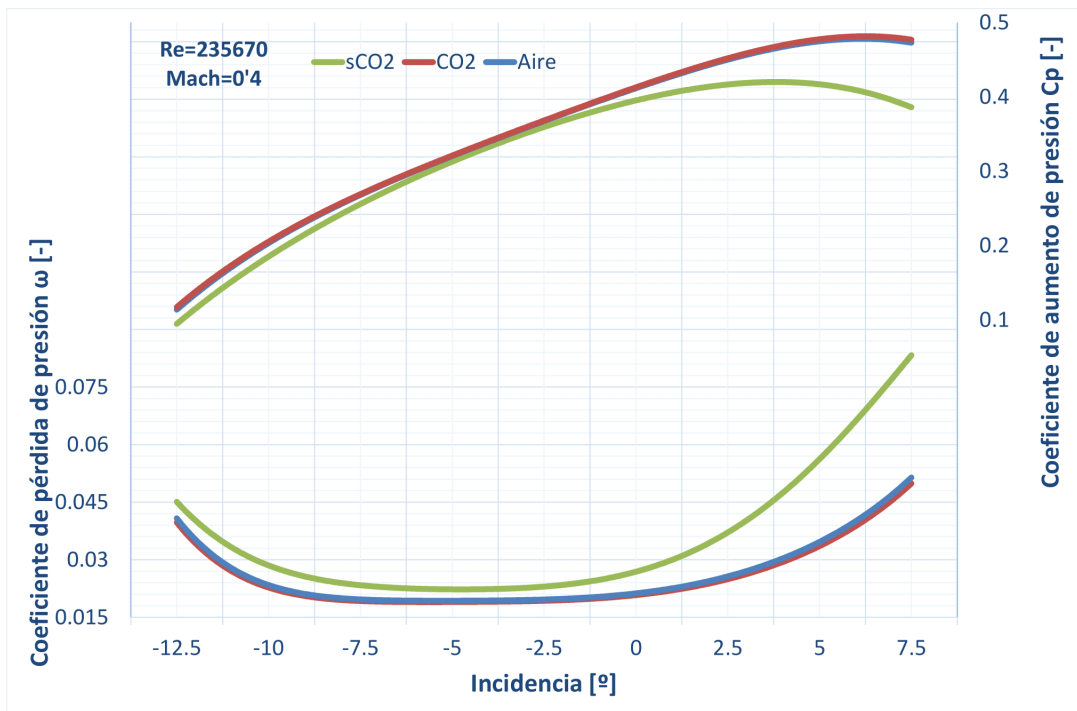


Figura 51. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=236750 y Mach=0'4.



• Reynolds=236750 y Mach=0'6

$\omega$	Re 236750 y Mach 0,6			Cp	Re 236750 y Mach 0,6		
-12.5	0.085844	0.10825	0.060222	-12.5	-0.10873	-0.04276	0.015166
-10	0.049194	0.043827	0.041411	-10	0.15896	0.177672	0.182724
-7.5	0.028231	0.026272	0.026002	-7.5	0.281337	0.286513	0.284437
-5	0.025347	0.024	0.024149	-5	0.345497	0.34824	0.344368
-2.5	0.026177	0.024783	0.024977	-2.5	0.395806	0.398456	0.394351
0	0.029705	0.027993	0.028232	0	0.436676	0.440064	0.436437
2.5	0.037376	0.035177	0.035911	2.5	0.464027	0.468943	0.466447
5	0.051494	0.048707	0.049776	5	0.471842	0.478381	0.479182
7.5	0.076741	0.071969	0.074718	7.5	0.45006	0.461635	0.468741

Tabla 13. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=236750 y Mach=0'6

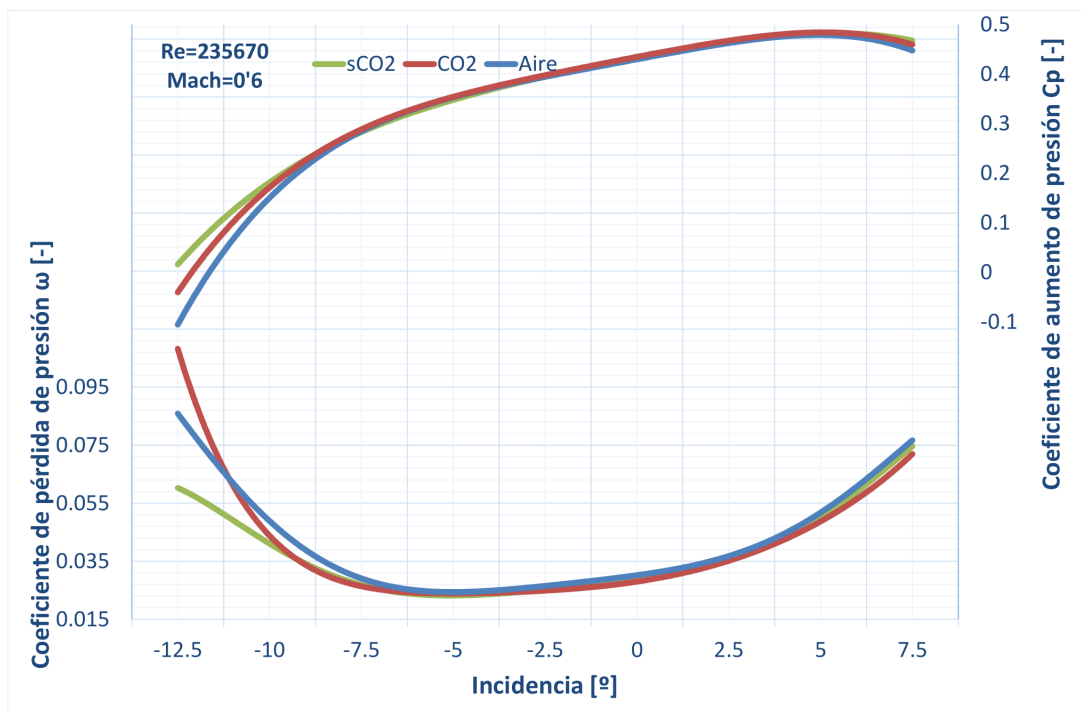


Figura 52. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=236750 y Mach=0'6.

• Reynolds=2367500 y Mach=0'083

$\omega$	Re 2367500 y Mach 0,083			Cp	Re 2367500 y Mach 0,083		
	Aire	CO <sub>2</sub>	sCO <sub>2</sub>		Aire	CO <sub>2</sub>	sCO <sub>2</sub>
-12.5	0.01186314	0.011801672	0.01194018	-12.5	0.17341501	0.17356511	0.17336359
-10	0.01116775	0.011133698	0.01121848	-10	0.2213329	0.22144667	0.22133745
-7.5	0.01077911	0.010755202	0.01081794	-7.5	0.2698928	0.26999511	0.26995159
-5	0.01061561	0.0105771	0.01062336	-5	0.31885656	0.3189659	0.31895083
-2.5	0.01061553	0.010599309	0.01061218	-2.5	0.36784074	0.36795892	0.36798912
0	0.01086097	0.010821998	0.01084828	0	0.41635528	0.4164629	0.41645096
2.5	0.01147456	0.011445416	0.01146478	2.5	0.46342011	0.46356644	0.46344826
5	0.01278363	0.012714686	0.01277855	5	0.50744257	0.50764682	0.50731855
7.5	0.01599484	0.015854434	0.01610038	7.5	0.54461369	0.54495943	0.54407754

Tabla 14. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=2367500 y Mach=0'083

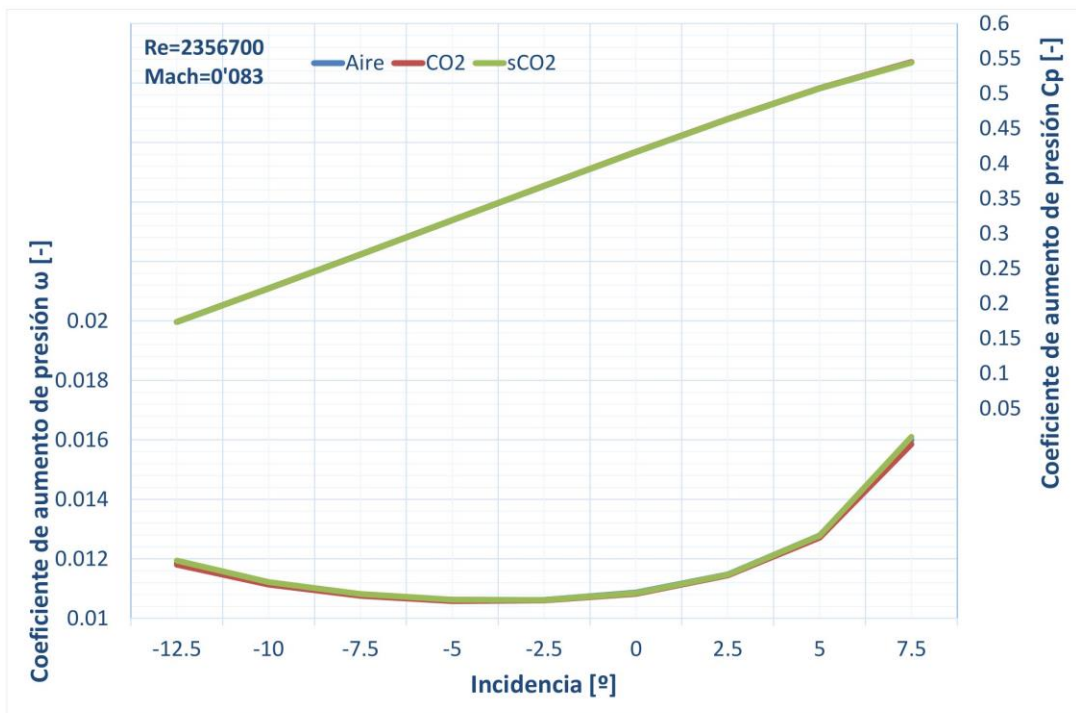


Figura 53. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=2367500 y Mach=0'083.

• Reynolds=2357600 y Mach=0'2

$\omega$	Re 2367500 y Mach 0,2			$C_p$	Re 2367500 y Mach 0,2		
-12.5	0.01231478	0.012221374	0.06846523	-12.5	0.17622915	0.17648019	0.06680212
-10	0.01146923	0.011408578	0.01475917	-10	0.22521071	0.22537302	0.21711248
-7.5	0.01104656	0.010990363	0.01259726	-7.5	0.27448512	0.27462452	0.2706023
-5	0.01084935	0.010798877	0.01207741	-5	0.32397957	0.32410494	0.32131005
-2.5	0.01085292	0.010799087	0.01243088	-2.5	0.37329781	0.37343195	0.36959603
0	0.01112366	0.011063776	0.01366918	0	0.42191467	0.42205618	0.41518744
2.5	0.011786	0.011715645	0.01722033	2.5	0.46883772	0.46902621	0.4535795
5	0.01321979	0.013115306	0.02866827	5	0.51233044	0.51262785	0.46697455
7.5	0.01691783	0.01671572	0.05140805	7.5	0.54788531	0.54846903	0.44851028

Tabla 15. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire,  $CO_2$ ,  $sCO_2$ ) para cada incidencia operando con  $Re=2367500$  y  $Mach=0'2$

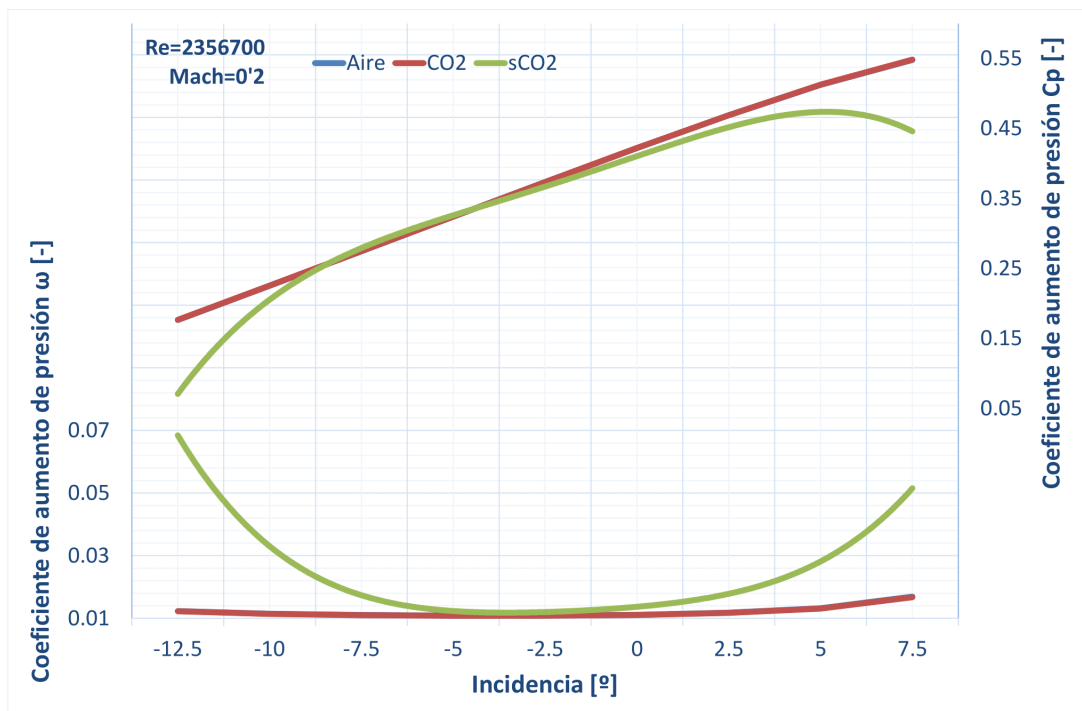


Figura 54. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire,  $CO_2$ ,  $sCO_2$ ) para el caso de  $Re=2367500$  y  $Mach=0'2$ .

• Reynolds=2367500 y Mach=0'4

$\omega$	Re 2367500 y Mach 0,4			Cp	Re 2367500 y Mach 0,4		
-12.5	0.03464357	0.034083571	0.03896776	-12.5	0.14143	0.147536	0.12144293
-10	0.01296787	0.012750465	0.02093405	-10	0.24034659	0.24075268	0.21659075
-7.5	0.01216055	0.012012829	0.01677216	-7.5	0.29290827	0.29306952	0.27866518
-5	0.01183814	0.011698726	0.01483095	-5	0.34434547	0.34444744	0.33698266
-2.5	0.01181353	0.011672042	0.01521123	-2.5	0.39473785	0.39482138	0.38701496
0	0.01220262	0.01203625	0.0176105	0	0.44343769	0.4436149	0.42912666
2.5	0.01311708	0.012898659	0.02486491	2.5	0.48930952	0.48968513	0.45515652
5	0.01541943	0.015060235	0.041997	5	0.52972321	0.53053679	0.45353106
7.5	0.02220975	0.021323583	0.07107609	7.5	0.55602689	0.55826254	0.42077357

Tabla 16. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para cada incidencia operando con Re=2367500 y Mach=0'4

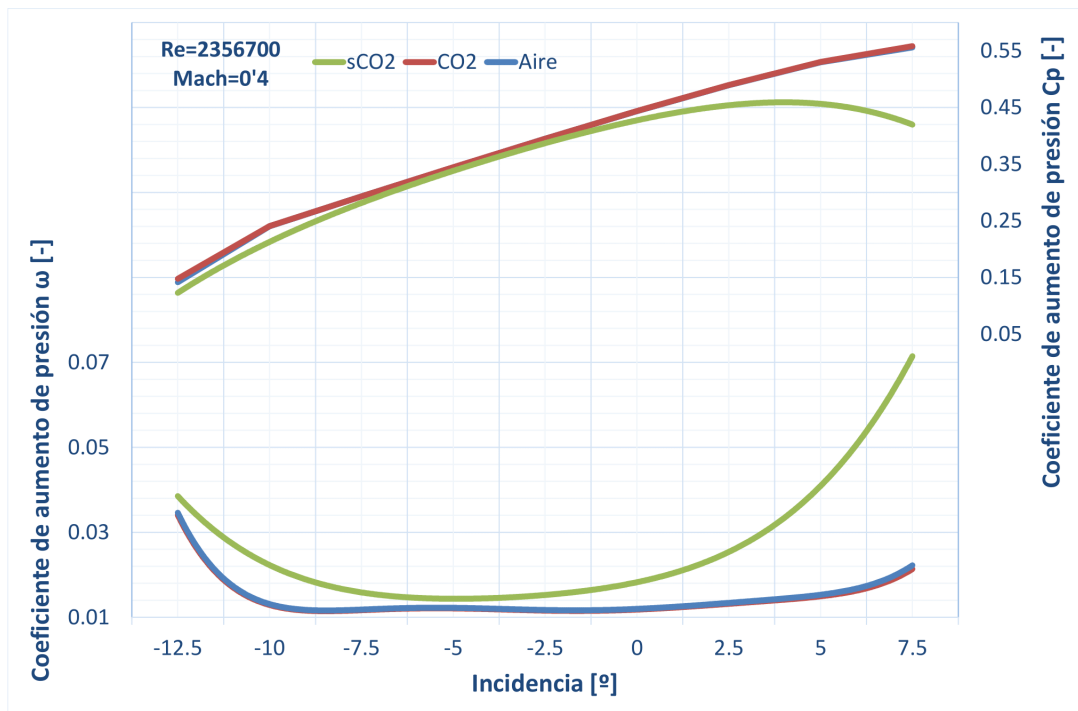


Figura 55. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire, CO<sub>2</sub>, sCO<sub>2</sub>) para el caso de Re=2367500 y Mach=0'4.

• Reynolds=2367500 y Mach=0'6

$\omega$	Re 2367500 y Mach 0,6			$C_p$	Re 2367500 y Mach 0,6		
-12.5	0.15369271	0.118030283	0.10682436	-12.5	-0.0993736	-0.0011564	0.0423618
-10	0.03888057	0.0339682	0.03401132	-10	0.20719609	0.2077132	0.20794699
-7.5	0.01578141	0.014891203	0.01493432	-7.5	0.32665866	0.32795175	0.32818553
-5	0.01434092	0.013842519	0.0136718	-5	0.38433294	0.38413055	0.38303875
-2.5	0.01428352	0.013782016	0.01359546	-2.5	0.435773	0.43557148	0.43444163
0	0.01497297	0.014370707	0.01438569	0	0.48306016	0.4832484	0.4834982
2.5	0.0171641	0.016224754	0.01627779	2.5	0.52421093	0.52537828	0.52553165
5	0.02367011	0.021604168	0.02181918	5	0.55142375	0.55572421	0.55532956
7.5	0.04567697	0.037729699	0.03754523	7.5	0.53279491	0.55484269	0.55565312

Tabla 17. Resultados del cálculo de  $\omega$  y  $C_p$  de los tres fluidos (Aire,  $CO_2$ ,  $sCO_2$ ) para cada incidencia operando con  $Re=2367500$  y  $Mach=0'6$

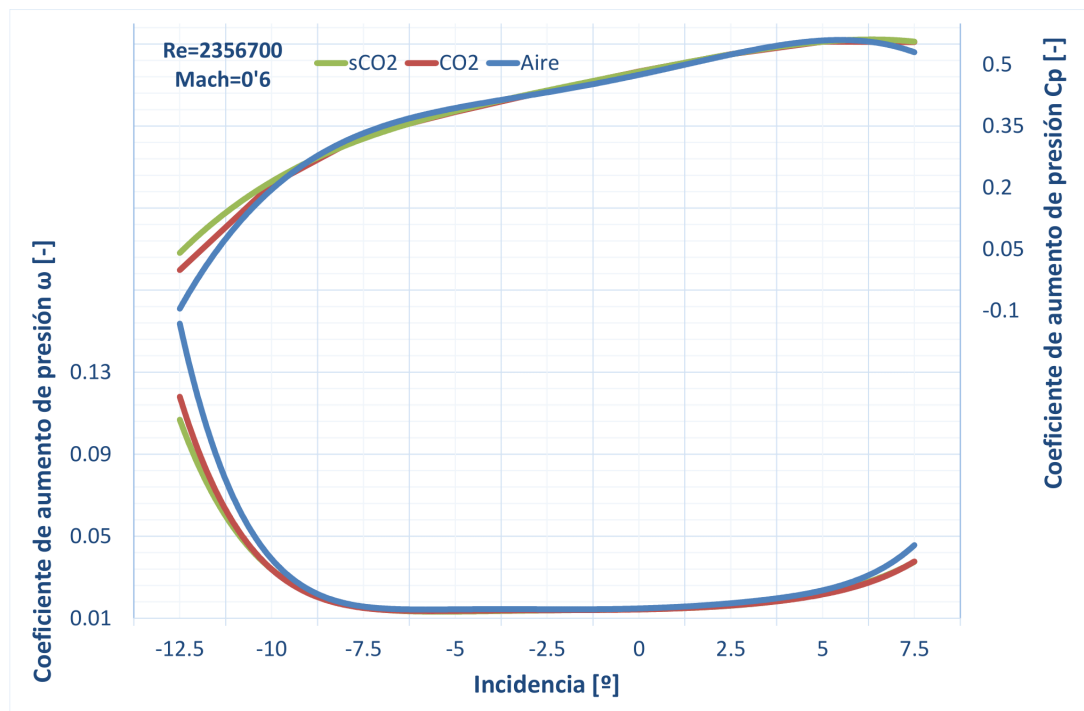


Figura 56. Representación de la actuación de cascada para los tres fluidos (Aire,  $CO_2$ ,  $sCO_2$ ) para el caso de  $Re=2367500$  y  $Mach=0'6$ .



