

## Parte II

# Resolución numérica del proyecto

## 5. Estudio sección bidimensional de una góndola

En este apartado se procederá al estudio bidimensional del problema. En este caso el contorno del dominio fluido será el conjunto de la góndola y el chorro, eliminándose el perfil y la estela de éste.

Los labios de la góndola son NACA 1-Series, concretamente NACA 1-85-100, la serie 1 es la que se usa para los labios de la toma de los difusores. El cociente entre la longitud del difusor y el área de garganta elegido para resolver el problema será de 1.250 (dato del problema). En la Figura 6 se puede observar la geometría de este perfil. La inclinación hacia abajo del perfil se debe a que no quiere que se desprenda la corriente debido al ángulo de ataque inducido por el tubo de corriente absorbido por el motor, a la vez que permite que haya una componente de empuje en la succión del borde de ataque permitiendo así disminuir la resistencia total de la góndola.

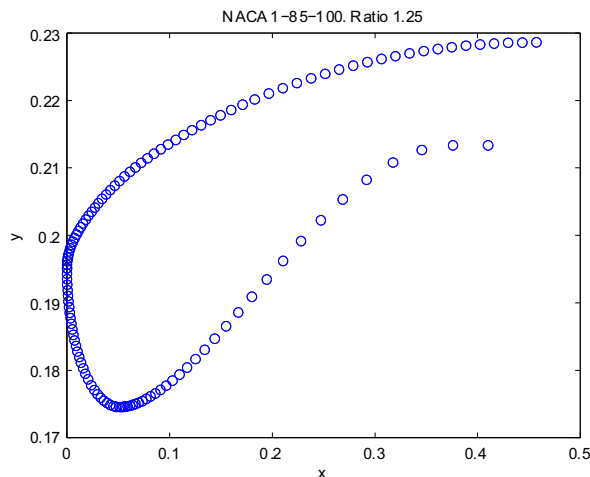


Figura 6: Geometría NACA1-85-100

Estos labio vienen dados por puntos en lugar de por ecuaciones explícitas de manera que a partir de estos puntos se procedió a interpolar los puntos intermedios a través de 'splines' pudiendo así obtener una geometría suave del perfil del difusor, tal y como se observa en la Figura 7.

La simulación por medio del método de paneles incompresible se puede adimensionalizar de forma que el resultado obtenido sea exclusivamente función del cociente  $U_\infty/u_{motor}$ , pero como una de las intenciones del proyecto era comparar resultados con la solución compresible dada por CFD, se mostrará la solución del método de paneles

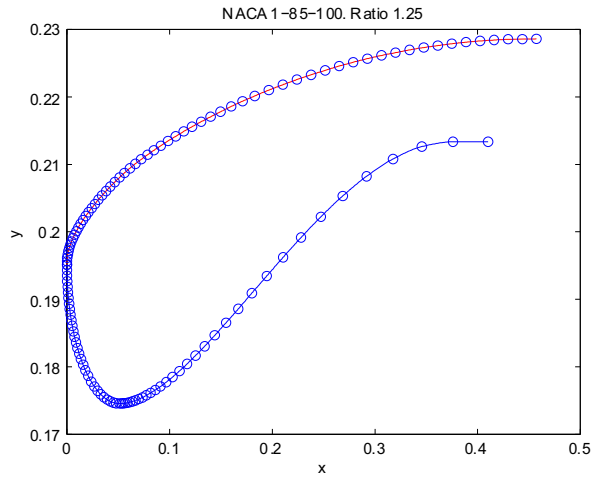


Figura 7: Interpolación geometría NACA 1-85-100

adimensionalizada (caso general, la solución se podrá extrapolar a otros valores de  $U_\infty$  y de  $u_{motor}$  siempre que  $U_\infty/u_{motor}$  se mantenga constante) y la no adimensionalizada dependiendo del contexto. La no adimensionalizada se particularizará para un caso cercano a la operación habitual de un avión, el caso es un motor operando entomo a los 10000 metros de altura y a una velocidad de  $120m/s$ . La elección de esta velocidad se ha hecho para así poder hacer el estudio lo más válido posible (en términos de compresibilidad), debido a que como se sabe el estudio a través del método de paneles es incompresible. La velocidad del sonido a esta altura es de unos  $269m/s$ , de manera que para la velocidad de crucero elegida se tendrá un número de Mach de 0,44, que está muy en el límite entre la compresibilidad y la incompresibilidad.

El estudio hecho consiste en la variación del flujo absorbido por el motor, de manera que se produce una variación en la morfología del tubo de corriente, modificando así el ángulo de ataque incidente sobre el labio. Con el estudio se pretende demostrar la distinta severidad del gradiente de presiones en los bordes de ataque de los labios a medida que se cambia el valor del gasto absorbido por el motor. En este instante es necesario recordar que los motores absorben en régimen de crucero entre  $25 - 50kg/m^2s$ .

La geometría del modelo a estudio es la mostrada por la Figura 8.

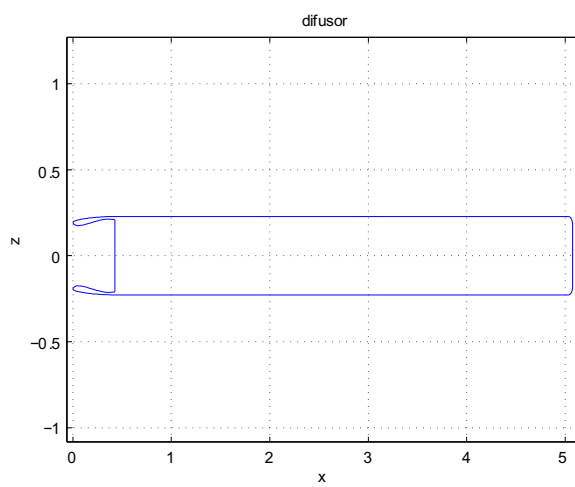


Figura 8: Contorno de la góndola bidimensional en estudio

## 5.1. Comprobación del modelo numérico

En primer lugar para asegurar la fiabilidad del método se procederá a un estudio del resultado para distintas discretizaciones y distintas longitudes de chorro, porque a priori el resultado debería ser independiente del tamaño de la discretización (a partir de un cierto tamaño del panel) y para una longitud del chorro varias veces la longitud del motor, la solución también sería independiente. Se resuelve el problema de velocidad incidente de  $120m/s$  y velocidad absorbida por el motor de  $70m/s$  para distintas discretizaciones definidas a través de la variable paso, lógicamente cuanto mayor sea el paso menor es la finura de la discretización.

Los gradientes de presiones y las velocidades obtenidas para los distintas discretizaciones se muestran en las figuras 9, 10, 11 y 12.

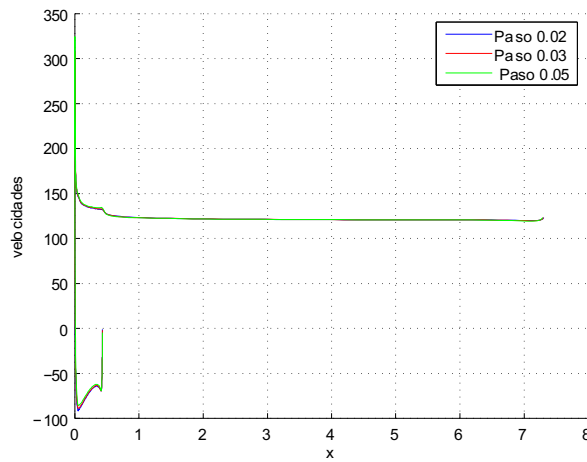


Figura 9: Variación de la velocidad con el tamaño de la discretización

También es necesario comprobar cómo la solución es independiente de la longitud final a la que se corta el chorro. Si el chorro se pone en la inmediaciones del final del labio, la solución variará si se coloca el fin del chorro en otra posición cercana, pero si aleja lo suficiente el chorro, la solución del potencial en las inmediaciones de los labios será prácticamente independiente de la posición a la cual se corte el chorro.

Para comprobar este hecho se resolvió el problema para distintas abscisas finales del chorro. Los gradientes de presiones y las velocidades para estas configuraciones se muestran en las Figuras 13, 14, 15 y 16 respectivamente.

En las Figuras 13, 14, 15 y 16 se observa como a partir de una longitud de chorro unas cuantas veces mayor que la anchura de la toma la solución no varía. Además en las figuras mostradas hasta ahora se ve como en el chorro la velocidad tiende al valor  $U_{\infty}$ .

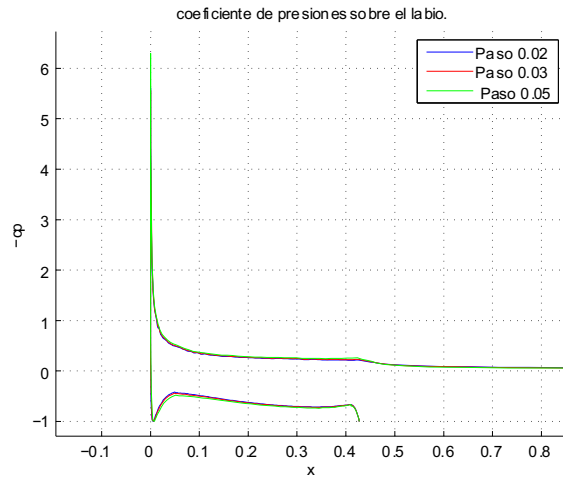


Figura 10: Variación del  $c_p$  con el tamaño de la discretización

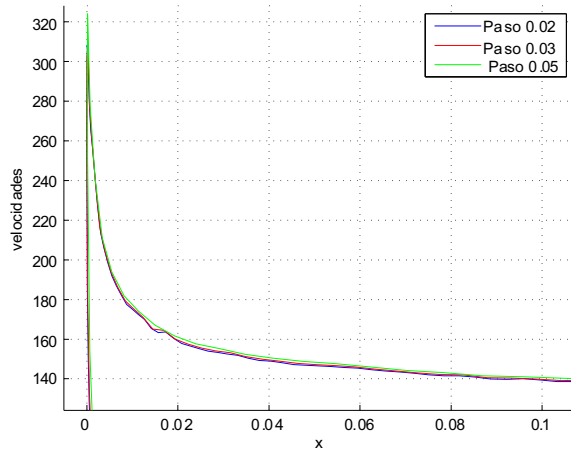


Figura 11: Variación del  $c_p$  con el tamaño de la discretización. Borde ataque

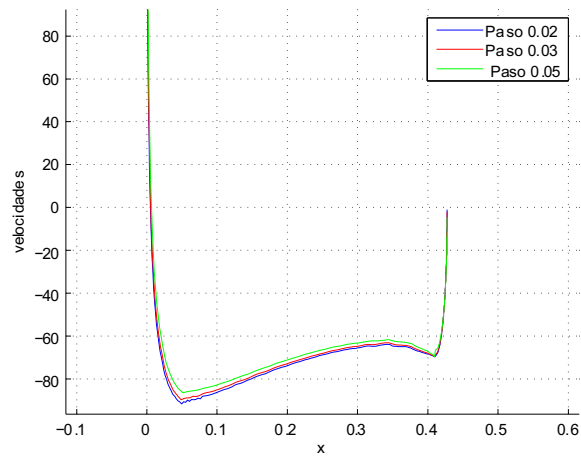


Figura 12: Variación del  $c_p$  con el tamaño de la discretización. Intradós del labio

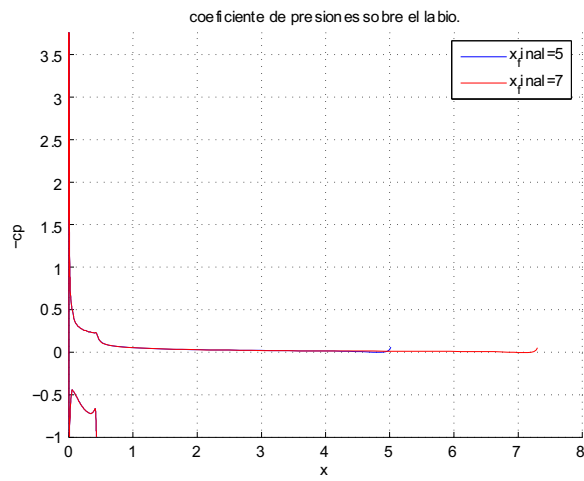


Figura 13: Variación del  $c_p$  con el final del chorro

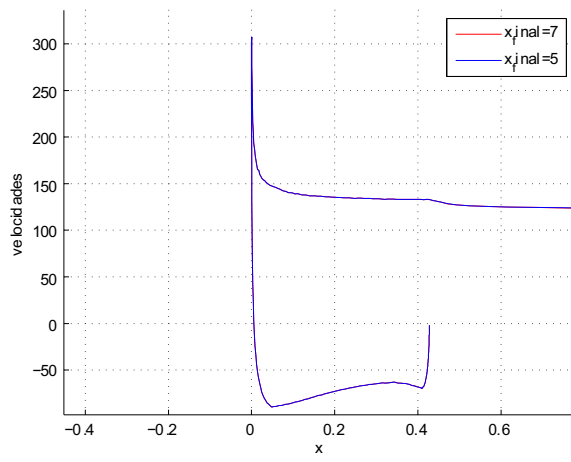


Figura 14: Variación de la velocidad con el final del chorro. Zoom labio

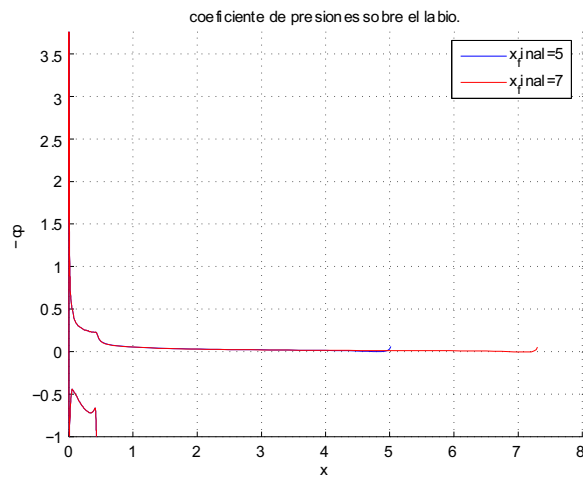


Figura 15: Variación del  $c_p$  con el final del chorro.

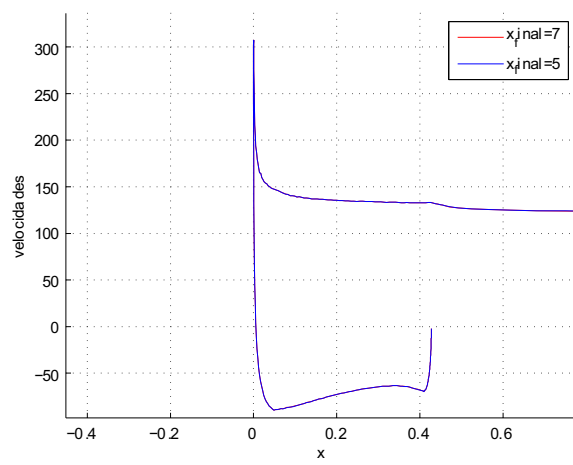


Figura 16: Variación de la velocidad con el final del chorro. Zoom labio



## 5.2. Estudio en función del gasto motor absorbido

Para los distintos cocientes de  $U_{motor}/U_{\infty}$  el tubo de corriente absorbido por el motor se expandirá en mayor o menor magnitud provocando un distinto ángulo de ataque inducido que hará que el labio tenga un gradiente de presiones más o menos severo.

Las distintos gastos absorbidos por el motor vendrán dados por los distintas velocidades impuestas en la frontera de la entrada del motor, debido a que se trabaja en régimen incompresible.

El estudio dimensional (el que se comparará con los resultados de *CFD*) se hará para varios gastos absorbidos por el motor. La altura en la que actuará el motor será de  $10000m$  sobre el nivel del mar y la velocidad incidente será de  $120m/s$ ; se usarán gastos típicos para motores civiles. El Cuadro siguiente muestra las relaciones entre los gastos y las velocidades normales impuestas en la frontera de la entrada del motor.

$U_{motor}$ m/s Dimensional	Gasto $kg/(m^2s)$ . Dimensional	$U_{motor}/U_{\infty}$
70	26.04	0.5833
80	29.76	0.6667
90	33.48	0.7500
100	37.2	0.8333
120	44.64	1

La solución del problema adimensionalizado depende del cociente  $U_{motor}/U_{\infty}$ , de manera que la solución presentada de aquí en adelante se parametrizará con este cociente adimensional (en este caso se representará solución adimensional) o bien se dará en términos de la velocidad de entrada del flujo en el motor (en este caso se representará solución dimensional).

Una vez hecho el estudio de la influencia del tamaño de la discretización y de la posición en la que se corta el chorro, se tomará de aquí en adelante un paso de 0.03 y una posición final del chorro de 5.075. Se han escogido estos parámetros debido al compromiso entre exactitud y tiempo.

El coeficiente de presiones para los distintos gastos se presenta en las Figuras 17, 18 y 19.

Como se esperaba a medida que aumenta el gasto absorbido, el pico de succión se hace menos elevado debido a que existe un menor ángulo de ataque inducido por el tubo de corriente absorbido por el motor. Respecto al gradiente adverso de presiones, cada vez se suaviza a medida que el gasto aumenta, lo que conllevará el efecto pertinente en la capa límite.

Finalmente respecto al punto de remanso se observa como al aumentar el gasto se va acercando al borde de ataque del labio, tal y como se ve en la Figura 19. La evolución más exacta del punto de remanso frente al cociente de velocidades se muestra en el Cuadro 1:

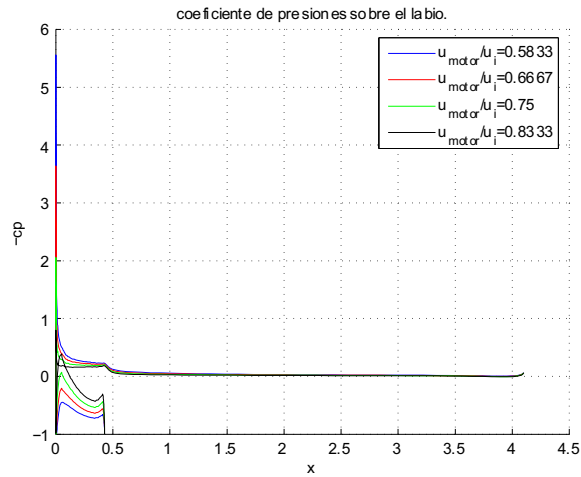


Figura 17:  $c_p$  parametrizado con  $U_{motor}/U_{\infty}$

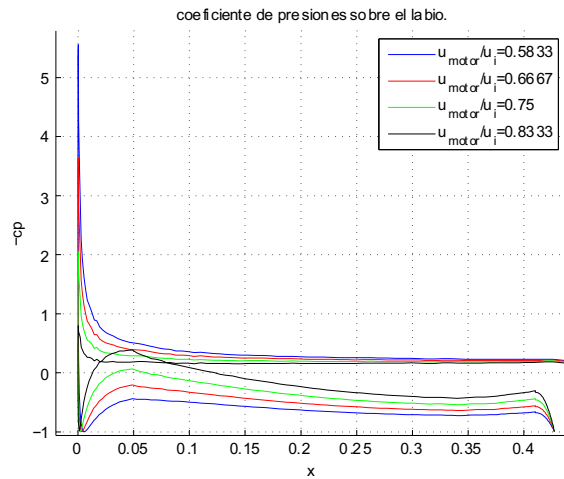


Figura 18:  $c_p$  parametrizado con  $U_{motor}/U_{\infty}$ . Zoom del labio

$U_{motor}/U_{\infty}$	Punto remanso $10^{-3} m$
0.5833	5.7
0.6667	3.4
0.7500	1.8
0.8333	0.9

Cuadro 1: Evolución del punto de remanso con  $U_{motor}/U_{\infty}$ .

La velocidad adimensional sobre la pared se muestra en la Figura 20.

En la Figura 20 se puede apreciar como en cada caso la velocidad de la entrada del motor tiende al valor que le impone la condición de contorno, en este caso dado por el cociente de velocidades. Posteriormente la velocidad

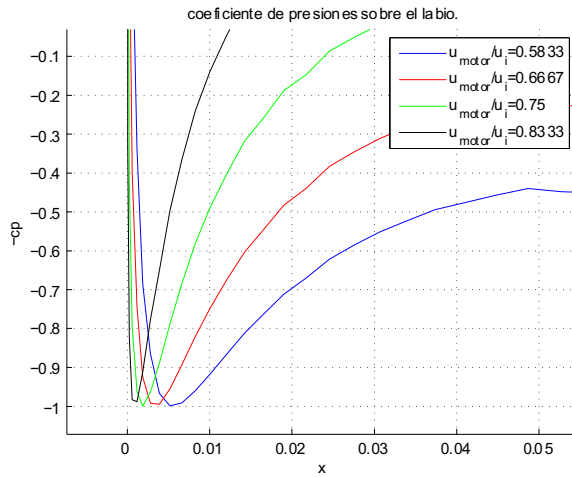


Figura 19:  $c_p$  parametrizado con  $U_{motor}/U_{\infty}$ . Zoom para ver el punto de remanso

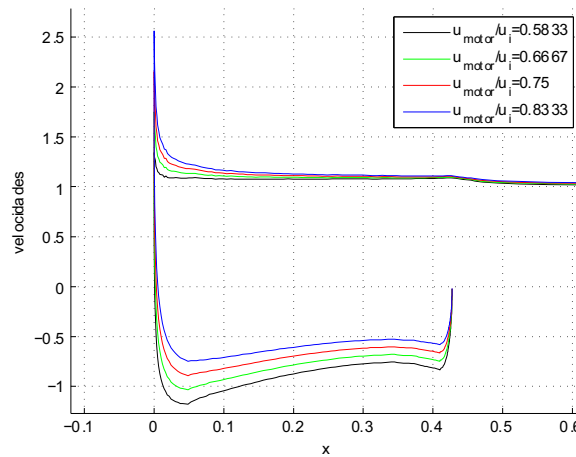


Figura 20: Velocidad adimensional en el obstáculo para distintas  $U_{motor}/U_{\infty}$ . Zoom labio

tangente representada es la del redondeo entre la entrada de la sección del motor y el intradós del labio, la cual en el punto de unión entre el redondeo y la entrada de aire al motor tiende a cero, indicando que el vector velocidad en ese punto es perpendicular a la superficie de entrada al motor.

A continuación se presentará la solución obtenida para el caso en que la velocidad del motor sea igual a la de entrada. Este caso en la practica puede tener poco interés pero aquí se pretende mostrar como el pico de succión se va hacia el intradós, tal colmo muestra la Figura 21.

En la Figura 21 se observa como para la velocidad de entrada en el motor de 120 m/s el pico de succión se sitúa en el intradós.

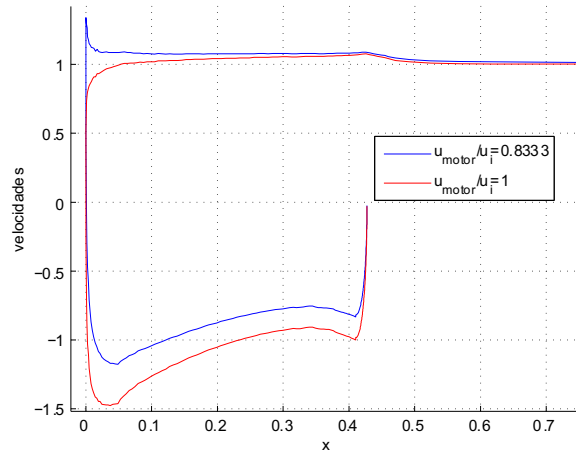


Figura 21: Velocidad adimensional en el obstáculo parametrizada con  $U_{motor}/U_{\infty}$ . Zoom labio.

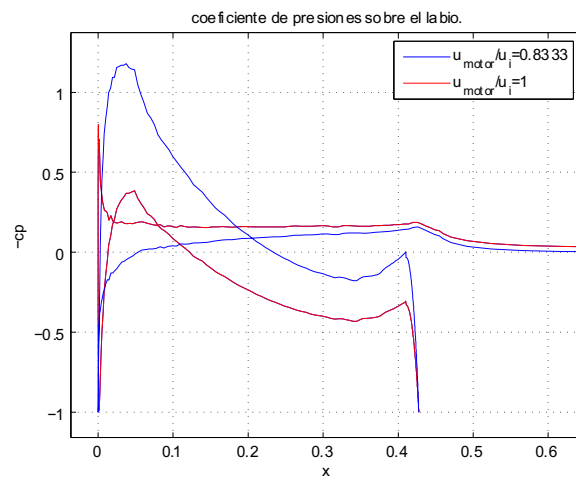


Figura 22:  $c_p$  en el obstáculo parametrizada con  $U_{motor}/U_{\infty}$ . Zoom labio.

A continuación se procederá a ver como varía la componente de la fuerza de presión según 'x' cuando es integrada sobre el labio, es decir sobre la superficie dada por la Figura 6, que como se puede apreciar no es cerrada. El valor obtenido equivaldría a integrar la fuerza de presión sobre la superficie dada por la Figura 6 más una superficie que la cerrara suponiendo que sobre esta superficie de cierre actúa  $p_{\infty}$ . Es necesario comentar que este hecho no es tan descabellado porque conviene recordar que hemos supuesto la tobera adaptada, es decir la presión es  $p_{\infty}$ , y la góndola no contribuye a la componente de la fuerza de presión horizontal, porque su vector normal va según 'y'.

Un estudio más detallado podría ser integrando la fuerza de presión una vez resuelto el método de líneas usando el gradiente de presión hallado por paneles. Sin embargo este estudio se ha descartado debido a que el severo pico

de succión al que está sometido el labio haría que ésta se desprendiera rápidamente (modelo laminar), mientras que en la realidad aparecerían fenómenos de capa límite turbulenta y desprendimiento/readherencia de capa límite. Además el hecho de que los modelos actuales no sean demasiados exactos ha hecho que se haya optado por no proceder a realizar el cálculo por el método de líneas para la capa límite del difusor. Por otra parte cuando se proceda estudiar la góndola con la presencia de un perfil, a este último si se le aplicará el método de líneas, ya que el pico de succión que aparecerá será más suave y hará que el perfil de velocidades inicial aguante el gradiente adverso más tiempo que en el caso del gradiente obtenido en el labio.

En el Cuadro 2 se muestra la componente de la fuerza de presión adimensionalizada con  $c_{labio} \frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2$ . Debido a la naturaleza simétrica del problema el resultado para el labio superior será el mismo que para el labio inferior.

	Empuje labio adimensional			
	$U_{motor}/U_{\infty} = 0,5833$	$U_{motor}/U_{\infty} = 0,6667$	$U_{motor}/U_{\infty} = 0,75$	$U_{motor}/U_{\infty} = 0,8333$
Extradós	0.0571	0.0418	0.0281	0.0161
Intradós	0.0362	0.0205	0.009	0.0017
Total	0.0933	0.0623	0.0372	0.0178

Cuadro 2: Empuje adimensional para los distintos gastos absorbidos por el motor

Observando el Cuadro 2 se aprecia como a medida que aumenta el gasto absorbido por el motor disminuye el empuje aportado por el labio del motor, debido a que al aumentar el gasto disminuye el ángulo de ataque que se encuentra el labio del motor, disminuyendo así la magnitud del pico de succión que se encuentra el extradós del labio. Además al aumentar el gasto la compresión en el interior del motor es menor, por lo que el intradós tendrá menor sobrepresión.

### 5.3. Comparación modelos CFD con los del método de paneles

Para comprobar la validez del modelo se procedió a resolver el mismo problema planteado para el método de paneles con el software *Fluent*. El CFD permitió introducir en el modelo los efectos de la viscosidad, de manera que la resolución obtenida por este método será mucho más completa, sobre todo en cuestión de resistencia y desprendimiento que la solución calculada por el método de los elementos de contorno.

*Fluent* permite usar varios modelos de viscosidad, de todos ellos el que se recomienda para el caso de altos números de Reynolds es el *Spalart-Allmaras*. El problema se resolvió para dos casos:

1. Incompresible
2. Compresible

Es importante señalar que las distribuciones de presiones obtenidas mediante *CFD* a lo largo de los obstáculos tendrán validez excepto en los picos de succión, donde el tamaño de las discretizaciones requerido es muy pequeño y por falta de tiempo y de un profundo conocimiento de la herramienta *Fluent* no se ha podido discretizar con elementos apropiados los bordes de ataque de los labios.

**Modelo incompresible** La malla se refinó todo lo que se pudo para así poder intentar representar lo mejor posible el pico de succión que se produciría en el borde de ataque de los labios.

El problema se resolvió para velocidad aguas arriba de  $120\text{m/s}$ , una altura de  $10000\text{m}$  y para los valores de velocidad de entrada en el motor mostrados en el Cuadro 3. Notar que ahora para resolver el problema con la herramienta *Fluent* es necesario especificar la altura. La presión se ha obtenido haciendo uso de la atmósfera *ISA*.

$U_{motor}$ m/s	70	80	90
-----------------	----	----	----

Cuadro 3: Valores de  $u_{motor}$  para los que simuló el problema incompresible

**Modelo compresible** Para este tipo de modelo se realizó una malla un poco más grosera, debido a que se topó con problemas de convergencia a medida que disminuía el tamaño de la malla, de manera que el pico de succión de los labios de la toma NACA serie 1 no se ha podido representar tan bien como se hubiera deseado.

Se ha resuelto el problema para la misma altura y para los gastos de entrada del motor dados por las velocidades con las que se resolvieron el problema incompresible, dados por el Cuadro 3.

## Comparación modelos CFD con los del método de paneles

Una vez presentado muy por encima como se han obtenido las distintas soluciones del modelo CFD se procede a la comparación de éstos modelos con las soluciones obtenidas a través del método de paneles.

En las Figura 23, 24 y 25 se muestra el valor de los distintos  $c_p$  obtenido por cada uno de los métodos.

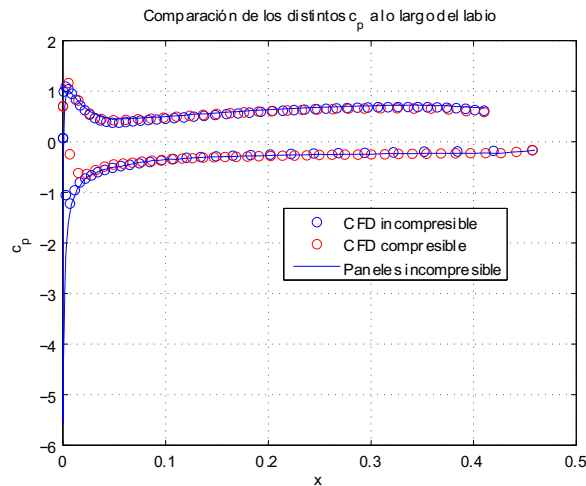


Figura 23: Coeficientes de presiones sobre el labio para  $U_{motor} = 70m/s$

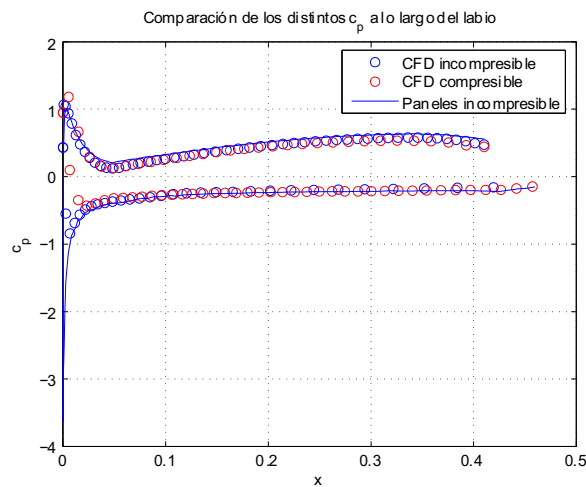


Figura 24: Coeficientes de presiones sobre el labio para  $U_{motor} = 80m/s$

En las Figura 23, 24 y 25 se observa como para una velocidad de vuelo de  $120m/s$  se ha obtenido unos resultados muy semejantes tanto en modelos compresibles e incompresibles. Además el método de paneles simulado en este proyecto obtiene resultados muy parejos con los obtenidos mediante los dos modelos simulados por Mecánica de

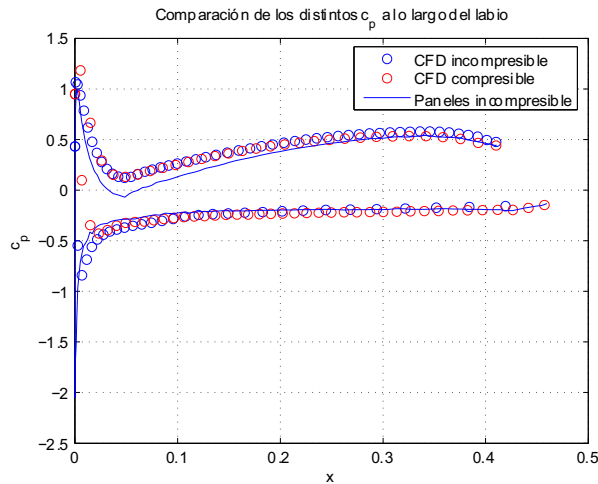


Figura 25: Coeficientes de presiones sobre el labio para  $U_{motor} = 90m/s$

### Fluidos Computacional.

Señalar como el hecho de que en el modelo compresible se representa muy mal el pico de succión debido a que para conseguir la convergencia se ha tenido que usar un malla más gruesa en comparación con la malla usada en el modelo incompresible. De todos modos en éste último no se representa de manera adecuada tampoco el pico de succión, ya que para poder hacerlo se debería hacer la discretización mucho más pequeña en las inmediaciones del borde de ataque de los labios del motor.

La no buena representación del pico de succión hace que el empuje debido a la presión en los labios no sea el mismo para el modelo *CFD* que para el método de paneles. Los Cuadros 4 y 5 muestran las discrepancias entre los empujes en los labios obtenidos por los dos métodos:

	Empuje labio. Paneles		Empuje presión labio. CFD	
	$\frac{U_m}{U_\infty} = 0,5833$	$\frac{U_m}{U_\infty} = 0,6667$	$\frac{U_m}{U_\infty} = 0,5833$	$\frac{U_m}{U_\infty} = 0,6667$
Extradós	0.0571	0.0418	0.0365	0.0246
Intradós	0.0362	0.0205	0.0107	0.0035
Total	0.0933	0.0623	0.047	0.028

Cuadro 4: Empuje adimensional de los labios. Caso bidimensional1

	Empuje labio. Paneles		Empuje presión labio. CFD	
	$\frac{U_m}{U_\infty} = 0,75$	$\frac{U_m}{U_\infty} = 0,8333$	$\frac{U_m}{U_\infty} = 0,75$	$\frac{U_m}{U_\infty} = 0,8333$
Extradós	0.0281	0.0161	0.0135	0.0036
Intradós	0.009	0.0017	-0.002	-0.0067
Total	0.0372	0.0178	0.011	-0.0034

Cuadro 5: Empuje adimensional de los labios. Caso bidimensional2



Observar que al no estar bien representado el pico de succión para los resultados CFD, el valor del empuje es menor que para el caso de paneles. Recordar que la longitud de adimensionalización es la cuerda del labio y no un espesor de éste, a pesar de ser empuje de presión.