

ASIGNATURA: Aerodinámica

Título del trabajo:  
Modelo de mallas de torbellinos

Madrid, 12 de mayo de 2023

## ÍNDICE

- 1.** Objetivos
- 2.** Datos de partida: perfil y geometría del ala de estudio
- 3.** Coeficientes de sustentación locales de cada panel
- 4.** Estudio del coeficiente de sustentación del ala
- 5.** Distribuciones de sustentación básica y adicional unitaria para  $CL=1$ .
- 6.** Coeficientes de resistencia inducida en función del ángulo de ataque
- 7.** Coeficiente de momento de cabeceo en función del ángulo de ataque
- 8.** Comparación de resultados con XFLR5
- 9.** Conclusiones finales
- 10.** Bibliografía

# ÍNDICE TABLAS Y GRÁFICAS

1. Tabla 1. Parámetros del ala
2. Tabla 2. Otros parámetros del ala
3. Tabla 3.  $C_l(y, \alpha)$ .
4. Tabla 4.  $C_L(\alpha)$
5. Tabla 5. Coeficientes sustentación para distrib. básica y ad. unitaria con  $C_L=1$
6. Tabla 6.  $C_{di}(y, \alpha)$
7. Tabla 7.  $C_D(\alpha)$
8. Tabla 8.  $C_{m, OY}(y, \alpha)$

## 1. Objetivos

En este trabajo se estudiarán las características aerodinámicas de un ala mediante el Modelo de Mallas de Torbellinos implantado en MATLAB, obteniendo distintas curvas y discutiendo los resultados. Posteriormente se compararán estos resultados con los obtenidos mediante el programa XFLR5 y se analizará el efecto de la modificación de parámetros del ala así como de la modificación de parámetros del método (número de paneles y forma de la panelización).

## 2. Datos de partida: perfil y geometría del ala en estudio.

De acuerdo a la asignación de perfiles en base a los DNI's de los participantes del grupo que se explicó en el trabajo del Método de Paneles, en todo momento se trabajará con un perfil:

**NACA 5243**

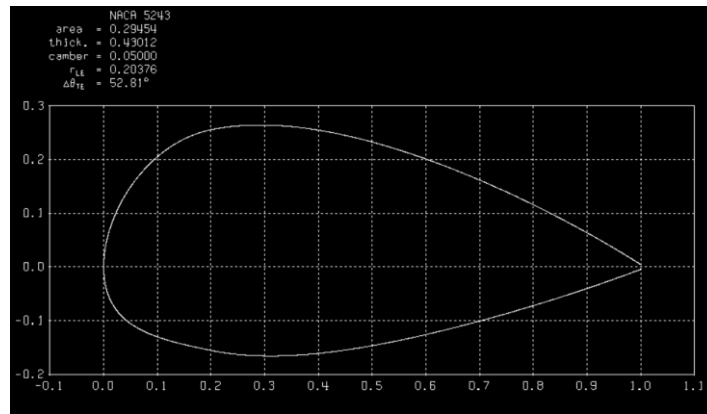


Ilustración 1. Representación del perfil NACA 5243 en el programa XFOIL

Los parámetros del ala elegidos para la realización de este trabajo serán:

Tabla 1. Parámetros del ala

Estrechamiento ( $\Lambda$ )	0,5
Alargamiento ( $A$ )	16
Flecha ( $\Lambda/4$ )	5
Torsión ( $E$ )	-4
Número de paneles en la semienvargadura ( $n_v$ )	15
Perfil Aerodinámico utilizado	NACA 5243

La representación gráfica del ala es:

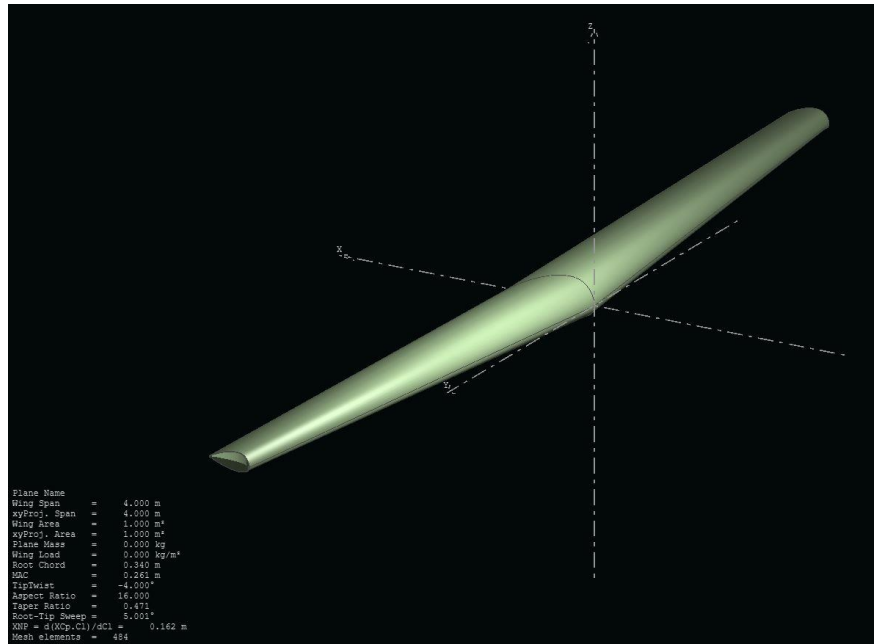


Ilustración 2. Representación del ala en el programa XFLR5

Y algunos otros parámetros importantes que son necesarios para la aplicación del modelo de mallas de torbellinos son:

Tabla 2. Otros parámetros del ala.

Pendiente del perfil usado en 3/4c	0.150532379
Envergadura alar ( $b$ )	4
Cuerda media geométrica ( $c_{gm}$ )	0.50025
Cuerda en $y = 0$ ( $c_0$ )	0.667
Cuerda en la punta (tip) del ala ( $c_t$ )	0.3335
Cuerda media aerodinámica ( $c_{am}$ )	0.51878
Coordenada x de la cuerda media aerodinámica ( $x_{am}$ )	0.49028
Coordenada y de la cuerda media aerodinámica ( $y_{am}$ )	0.88889

### 3. Coeficientes de sustentación locales de cada panel

Vamos a representar los coeficientes de sustentación locales de cada uno de los 15 paneles de la semienvvergadura para 5 valores del ángulo de ataque:  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ . En cuanto a la distribución de paneles del ala, el panel número 1 está en el extremo del semiala y cada panel sucesivo se va acercando a donde estaría el fuselaje del avión.

Tabla 3.  $C_l(y, \alpha)$

$C_l$		$\alpha$				
		-10º	-5º	0º	5º	10º
Número identificativo del panel	1	-0.29584	-0.18385	-0.18385	0.04012	0.15211
	2	-0.50024	-0.31060	-0.31060	0.06867	0.25830
	3	-0.69214	-0.42874	-0.42874	0.09806	0.36146
	4	-0.84693	-0.52259	-0.52259	0.12610	0.45044
	5	-0.95958	-0.58884	-0.58884	0.15263	0.52337
	6	-1.03313	-0.62941	-0.62941	0.17802	0.58174
	7	-1.07425	-0.64860	-0.64860	0.20270	0.62836
	8	-1.09012	-0.65111	-0.65111	0.22690	0.66590
	9	-1.08698	-0.64114	-0.64114	0.25052	0.69635
	10	-1.06974	-0.62210	-0.62210	0.27318	0.72082
	11	-1.04209	-0.59667	-0.59667	0.29418	0.73961
	12	-1.00672	-0.56698	-0.56698	0.31251	0.75226
	13	-0.96559	-0.53481	-0.53481	0.32677	0.75755
	14	-0.9202	-0.50181	-0.50181	0.33497	0.75336
	15	-0.87223	-0.47013	-0.47013	0.33406	0.73616

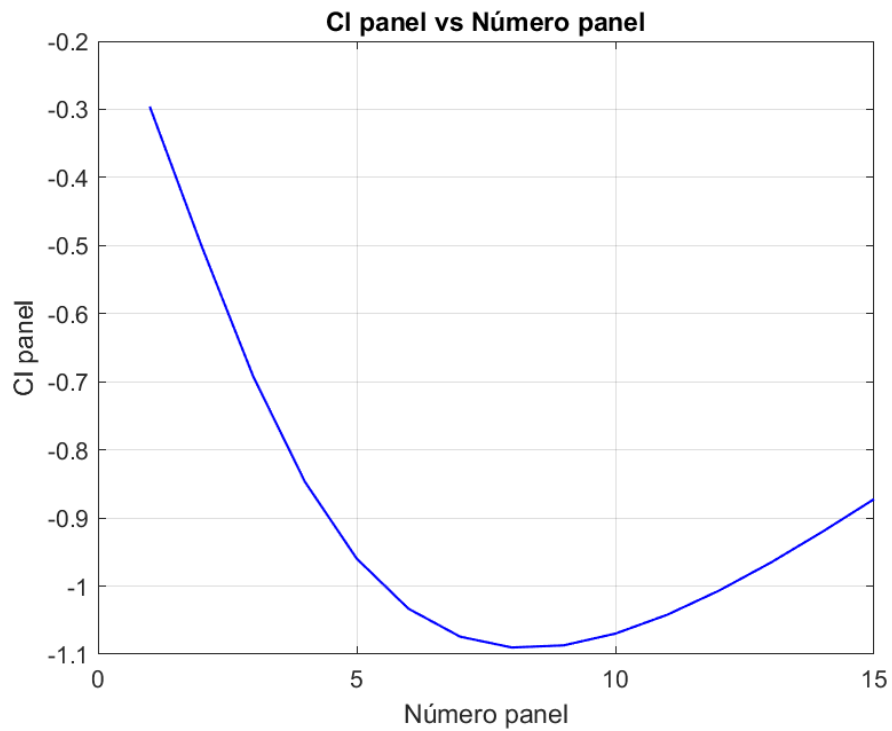


Ilustración 3.  $C_l(y)$  para  $\alpha = -10^\circ$

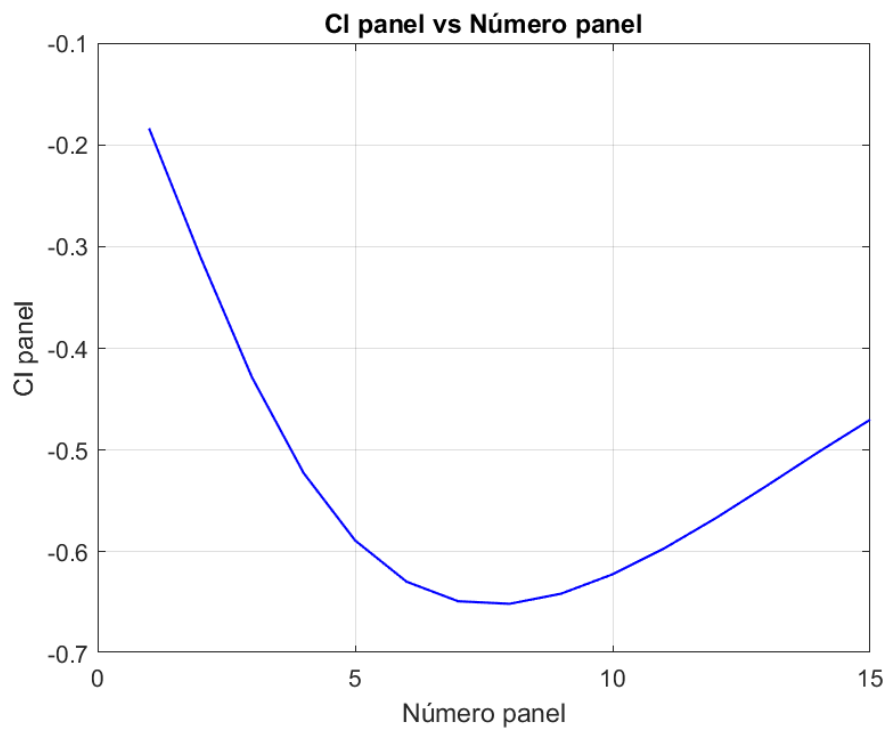


Ilustración 4.  $Cl(y)$  para  $\alpha = -5^\circ$

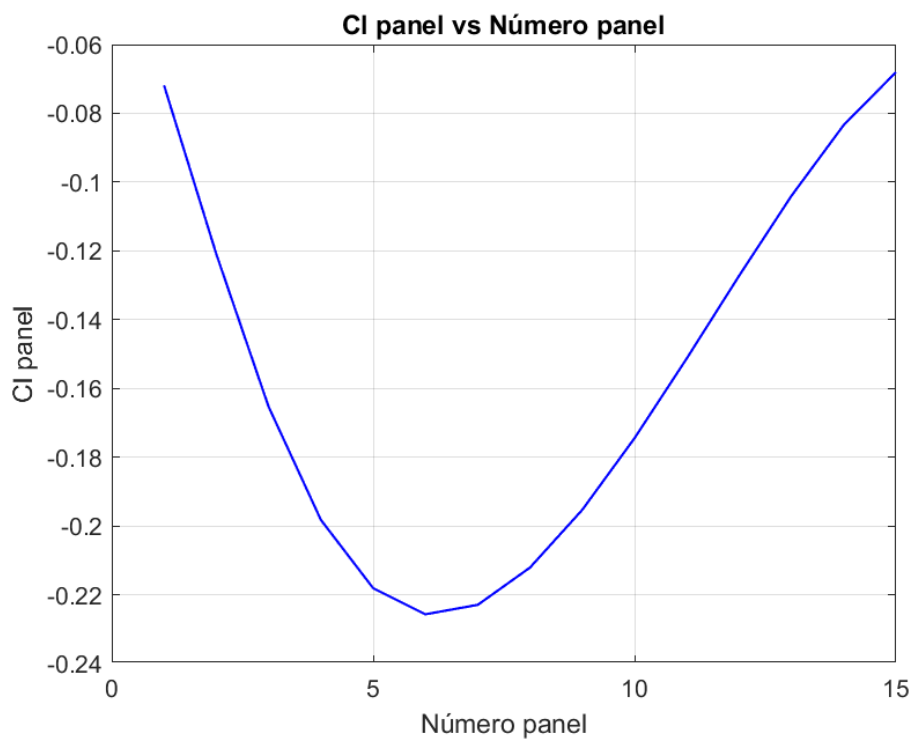
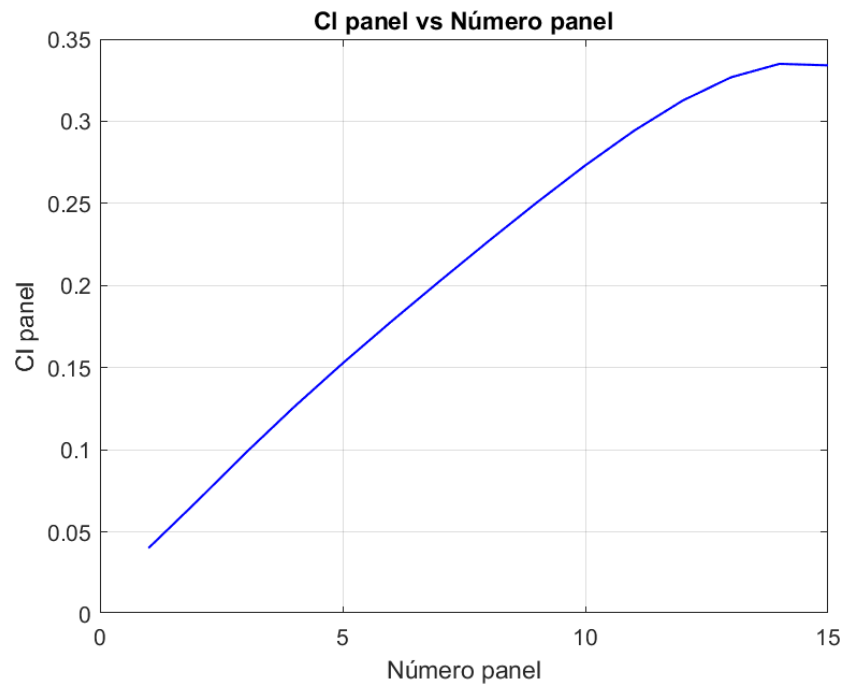
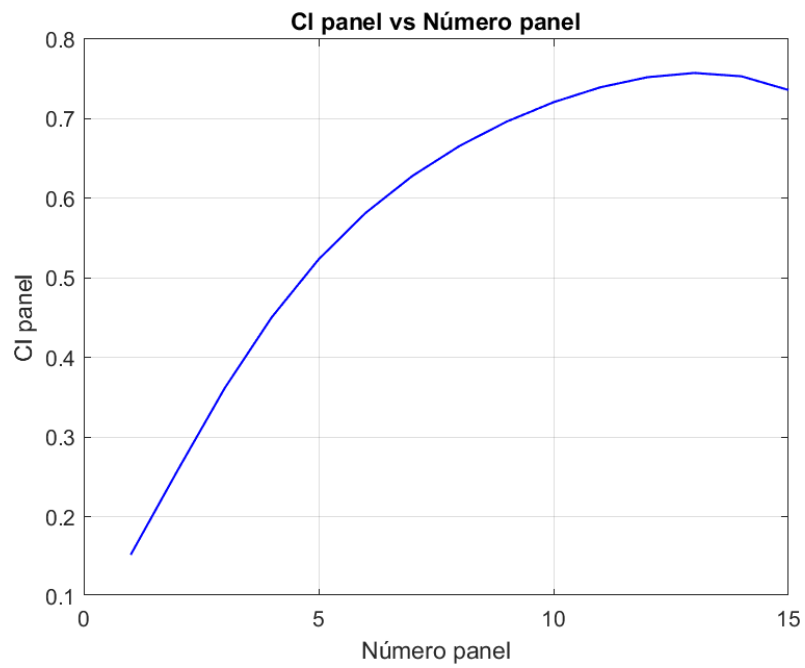


Ilustración 5.  $Cl(y)$  para  $\alpha = 0^\circ$



*Ilustración 6. Cl (y) para  $\alpha=5^\circ$*



*Ilustración 7. Cl (y) para  $\alpha=10^\circ$*

#### 4. Estudio del coeficiente de sustentación del ala

Tabla 4.  $C_L(\alpha)$

$\alpha$	$C_L$
-10	-1,95596
-5	-1,12079
0	-0,28563
5	0,54952
10	1,38468

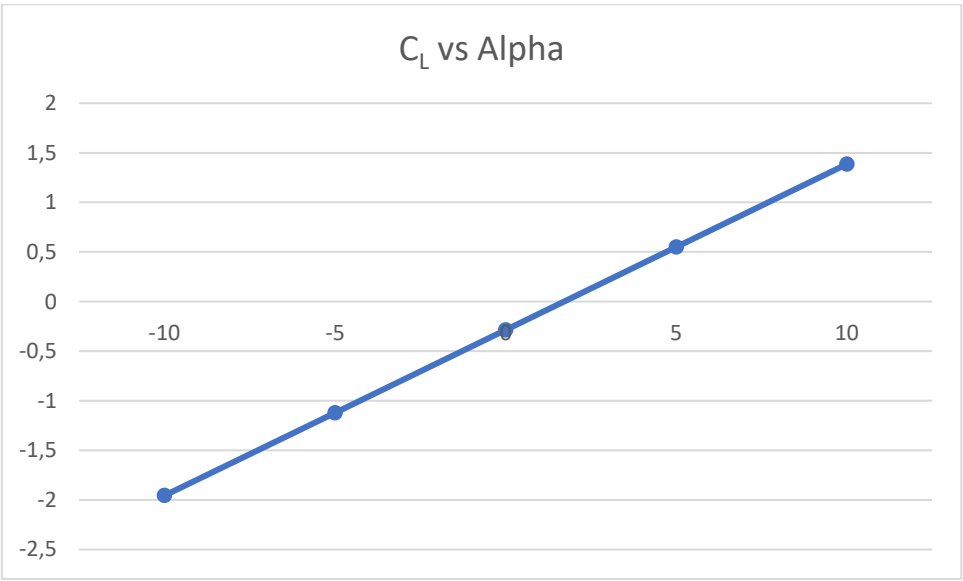


Ilustración 8.  $C_L(\alpha)$

$$C_{L\alpha=0} = -0,28563$$

$$\alpha_{C_L=0} = 1.17009$$



## 5. Distribuciones de sustentación básica y adicional unitaria para $C_L=1$ .

A continuación se representan la distribución de sustentación básica y la adicional unitaria para  $C_L = 1$  en función de la coordenada y de los puntos de control.

Tabla 5. Coeficientes sustentación para distrib. básica y ad. unitaria con  $C_L=1$

$y_{pc}$	Panel	$C_l^{ADICIONAL\ UNITARIA} (y)$	$C_l^{BASICA} (y)$
0,111111111	1	0,953795499	0,102887449
0,333333333	2	0,989555713	0,087836135
0,555555556	3	101,323,013	0,064010733
0,777777778	4	1,029,332,228	0,035237022
1	5	1,039,790,246	0,003428195
1,222222222	6	1,044,854,027	-0,030177548
1,444444444	7	1,042,939,477	-0,06444694
1,666666667	8	1,028,714,146	-0,097705546
1,888888889	9	0,985208049	-0,125951222
2,111111111	10	0,842196524	-0,134156476

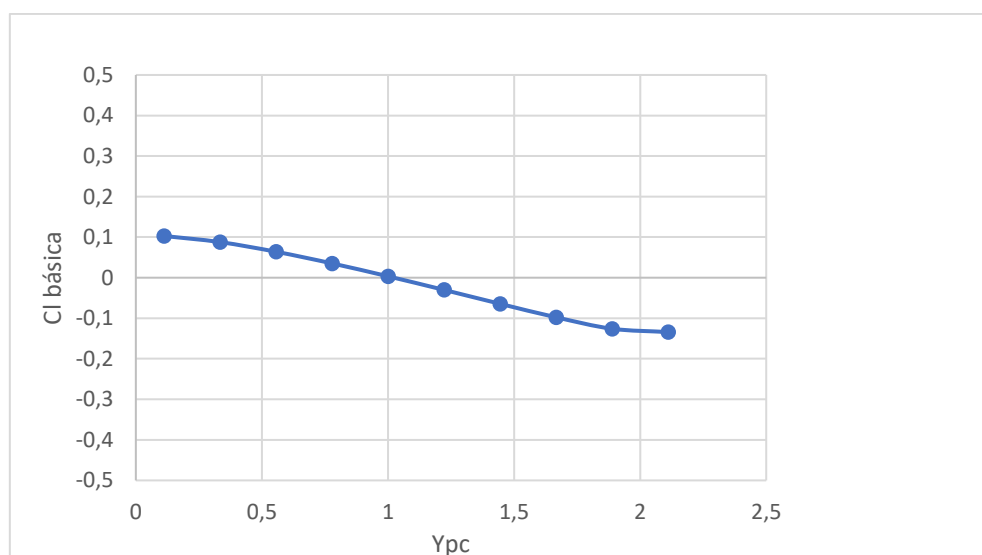


Ilustración 9.  $C_l^{BASICA} (y)$

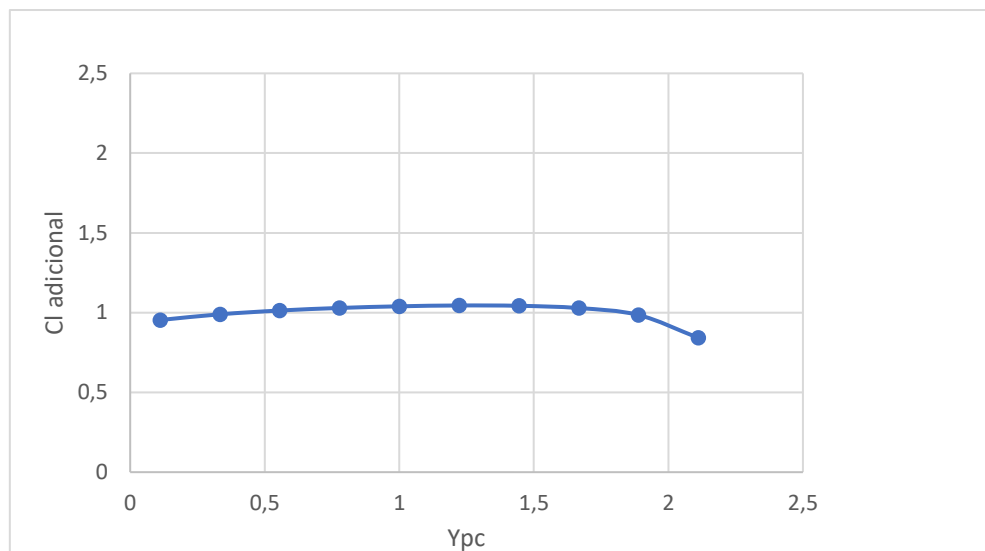


Ilustración 10.  $C_l^{ADICIONAL UNITARIA} (y)$

## 6. Coeficientes de resistencia inducida en función del ángulo de ataque

Tabla 6.  $C_{di} (y, \alpha)$

$C_{di}$		$\alpha$				
		-10º	-5º	0º	5º	10º
Número identificativo del panel	1	0.05374	0.02181	0.00399	0.00030	0.010727
	2	0.08607	0.03492	0.00639	0.00047	0.017166
	3	0.10587	0.04294	0.00783	0.00053	0.021056
	4	0.10823	0.04389	0.00796	0.00046	0.021375
	5	0.09888	0.04004	0.00718	0.00032	0.01945
	6	0.08570	0.03453	0.00604	0.00024	0.017131
	7	0.07328	0.02918	0.00485	0.00029	0.015502
	8	0.06316	0.02464	0.00376	0.00054	0.014963
	9	0.05541	0.02093	0.00279	0.00101	0.015584
	10	0.04955	0.01787	0.00194	0.00176	0.017332
	11	0.04504	0.01528	0.00121	0.00283	0.020155
	12	0.04135	0.01295	0.00058	0.00427	0.023995
	13	0.03801	0.01072	0.00007	0.00608	0.028739
	14	0.03438	0.00839	-0.00033	0.00823	0.034067
	15	0.02934	0.00562	-0.00066	0.01049	0.039069

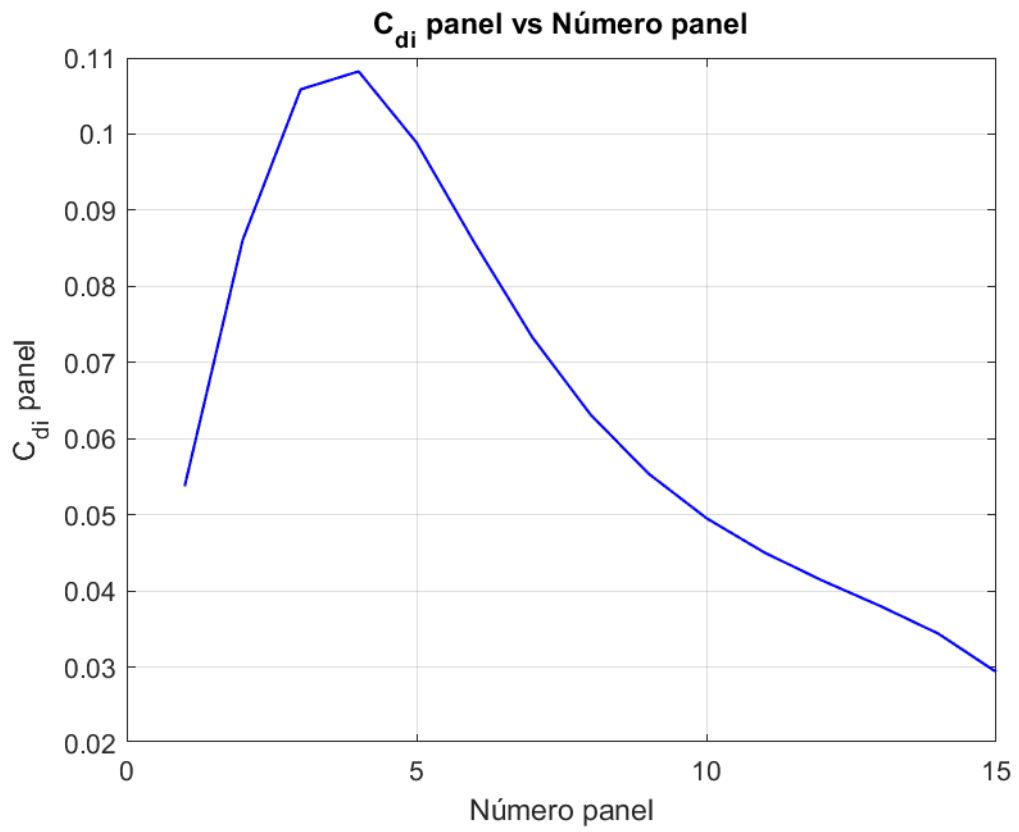


Ilustración 11.  $C_{di}(y)$  para  $\alpha = -10^\circ$

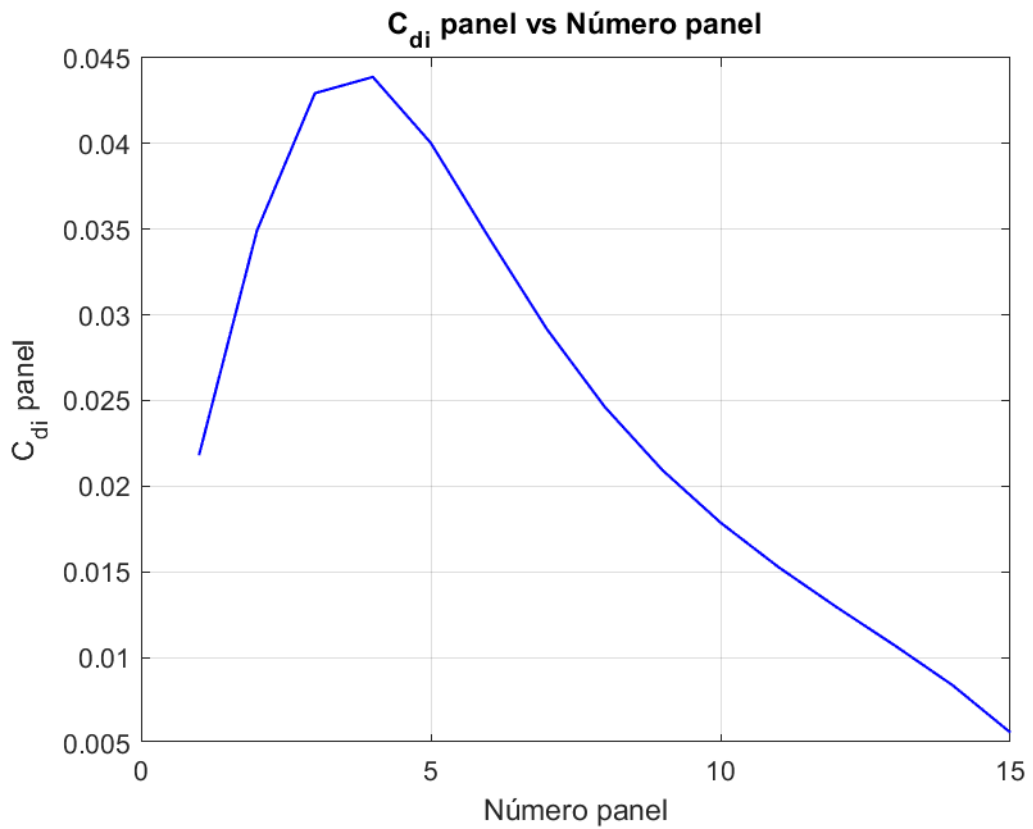


Ilustración 12.  $C_{di}(y)$  para  $\alpha = -5^\circ$

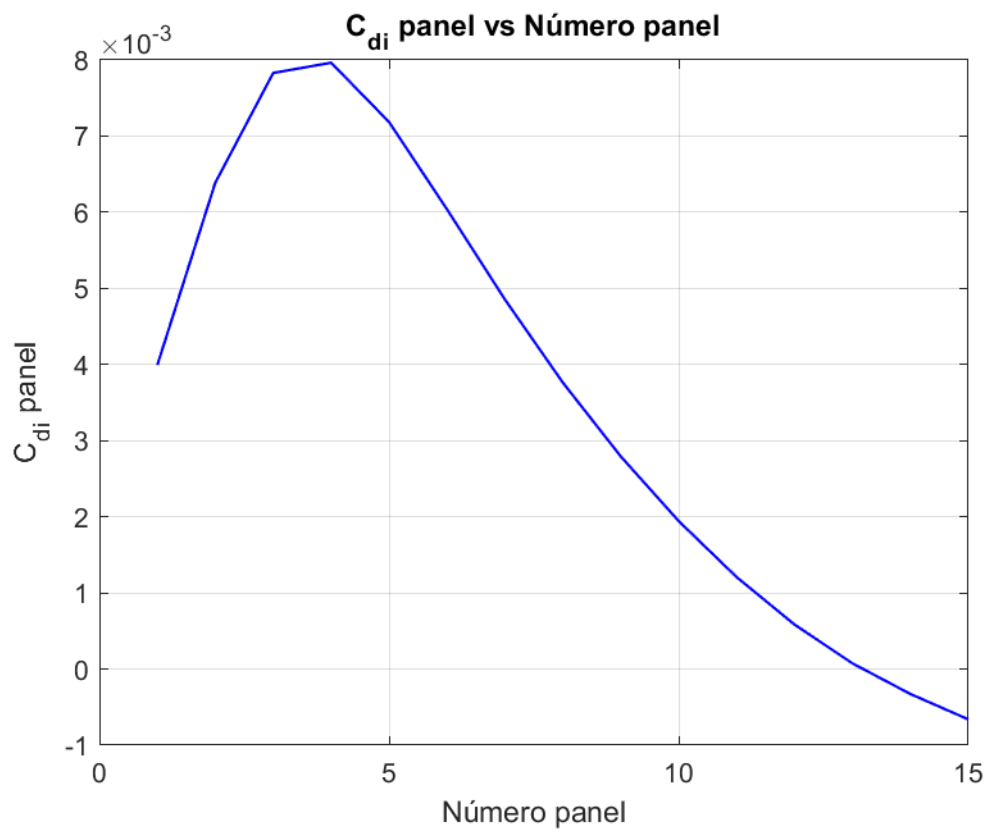


Ilustración 13.  $C_{di}(y)$  para  $\alpha=0^\circ$

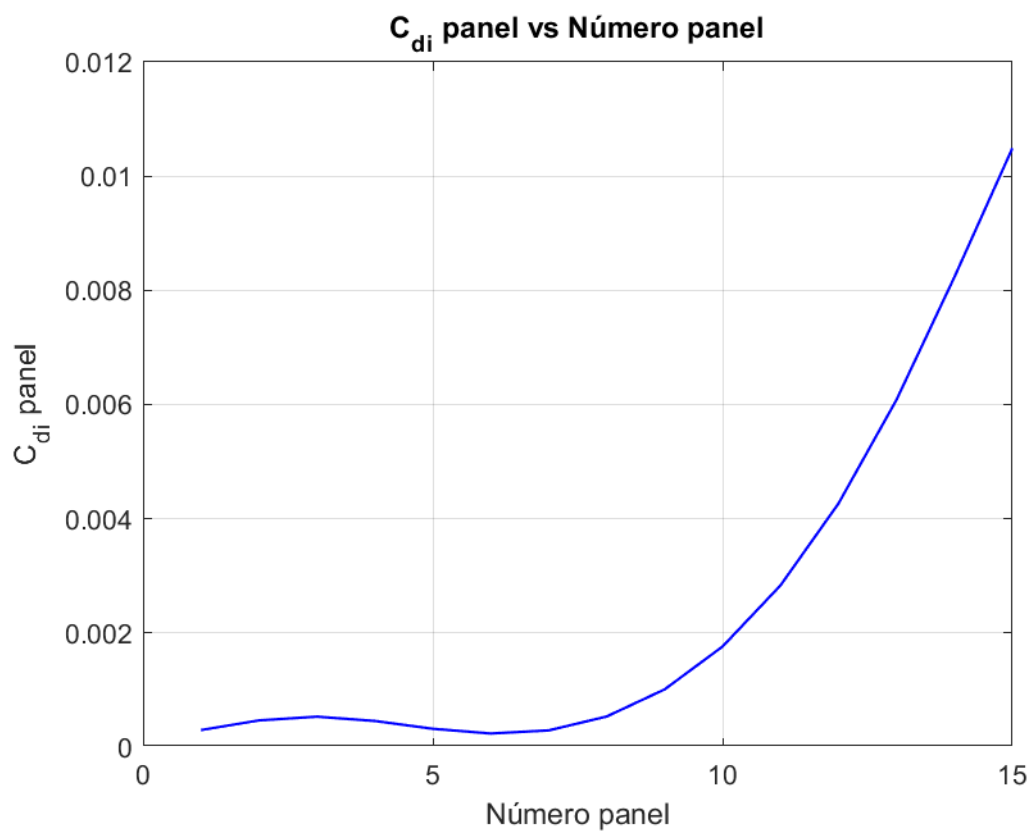


Ilustración 14.  $C_{di}(y)$  para  $\alpha=5^\circ$

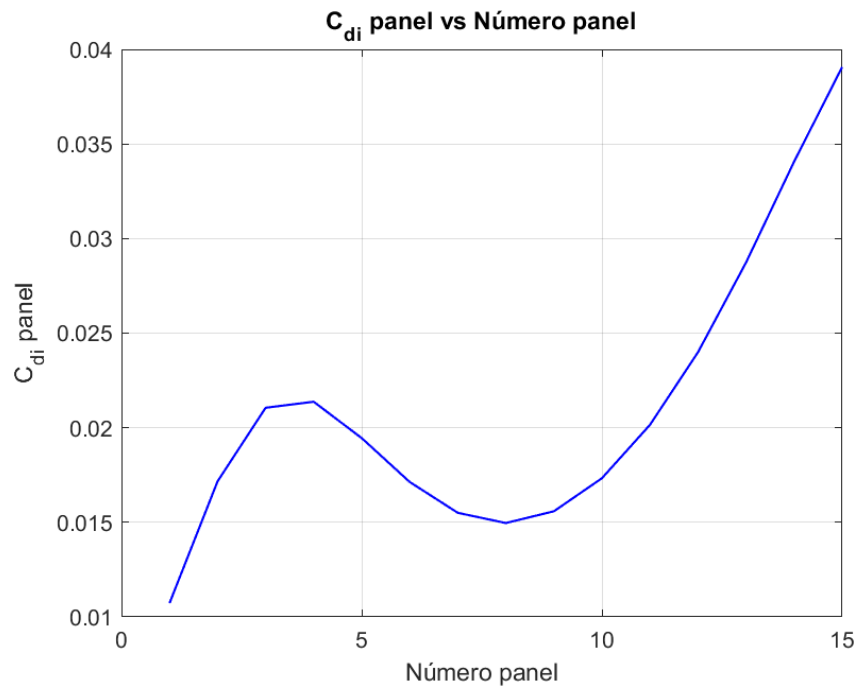


Ilustración 15.  $C_{di}$  (y) para  $\alpha = 10^\circ$

Y, para el coeficiente de resistencia global del ala tenemos que:

Tabla 7.  $C_D$  ( $\alpha$ )

$\alpha$	$C_D$
-10	0,10238595
-5	0,035091886
0	0,00379023
5	0,008480984
10	0,049164147

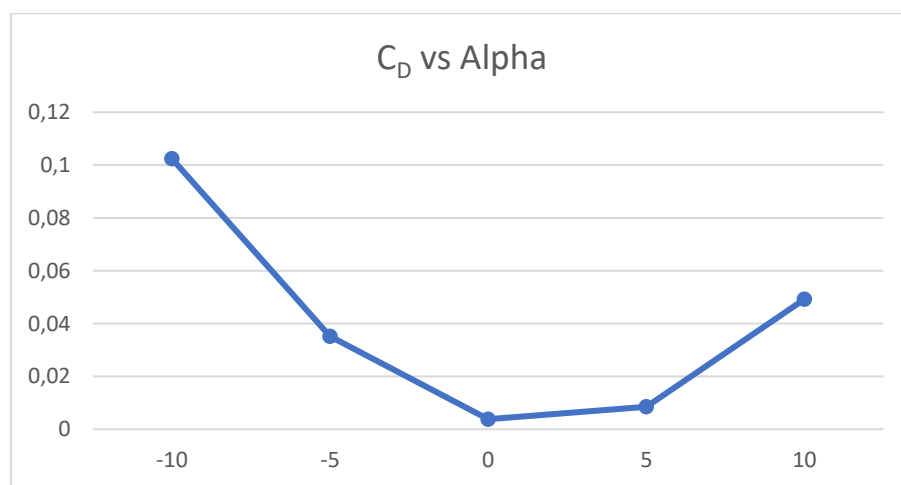


Ilustración 16.  $C_D$  ( $\alpha$ )

## 7. Coeficiente de momento de cabeceo en función del ángulo de ataque

Tabla 8.  $C_{m,oy}(\gamma, \alpha)$

$C_{m,oy}$		$\alpha$				
		-10º	-5º	0º	5º	10º
Número identificativo del panel	1	0.19460	0.12094	0.04727	-0.02639	-0.10006
	2	0.32721	0.20317	0.07913	-0.04492	-0.16896
	3	0.44766	0.27730	0.10694	-0.06342	-0.23378
	4	0.53855	0.33230	0.12606	-0.08018	-0.28643
	5	0.59642	0.36599	0.13556	-0.09487	-0.32530
	6	0.62392	0.38011	0.13630	-0.10751	-0.35132
	7	0.62649	0.37826	0.13002	-0.11822	-0.36645
	8	0.61003	0.36436	0.11870	-0.12697	-0.37264
	9	0.57979	0.34199	0.10418	-0.13363	-0.37143
	10	0.54009	0.31408	0.08808	-0.13792	-0.36393
	11	0.49431	0.28303	0.07174	-0.13954	-0.35083
	12	0.44511	0.25068	0.05625	-0.13817	-0.33260
	13	0.39455	0.21852	0.04250	-0.13352	-0.30954
	14	0.34427	0.18774	0.03121	-0.12532	-0.28185
	15	0.29574	0.15940	0.02307	-0.11327	-0.24960

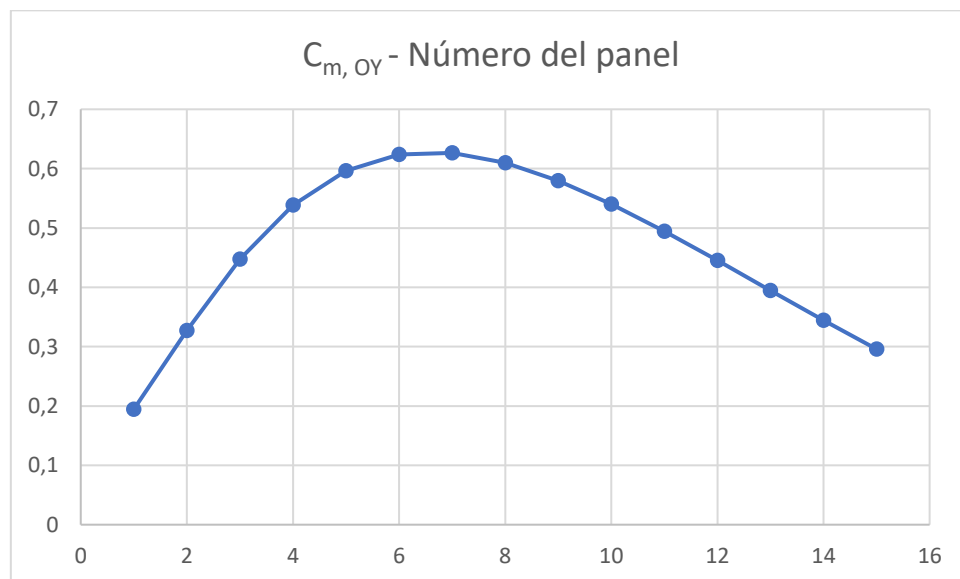


Ilustración 17.  $C_{m,oy}(\gamma)$  para  $\alpha = -10^\circ$

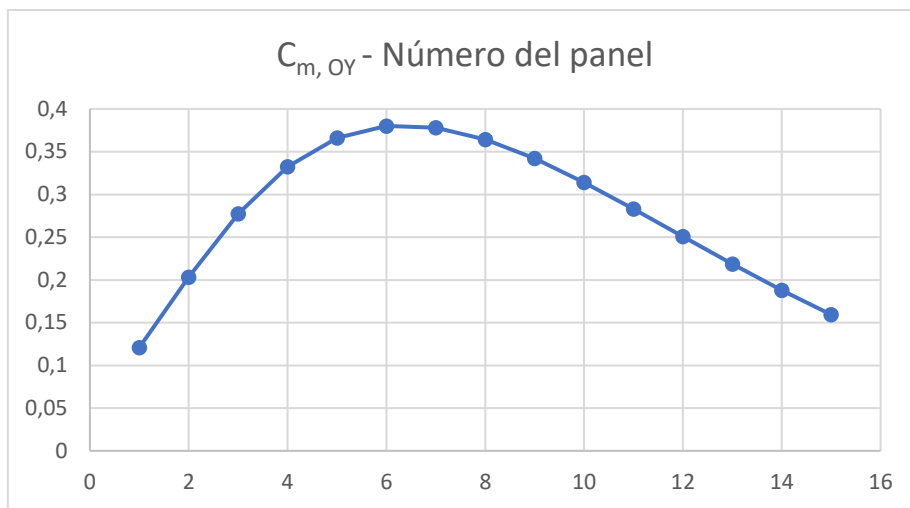


Ilustración 18.  $C_{m,OY}$  (y) para  $\alpha = -5^\circ$

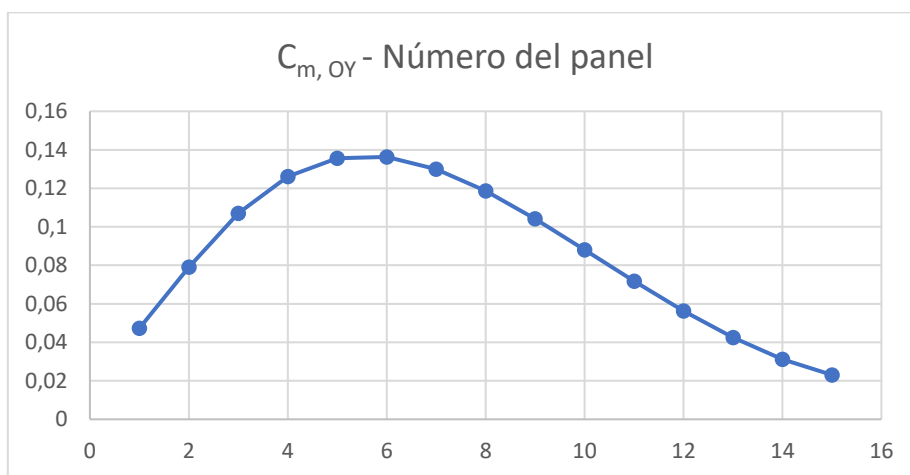


Ilustración 19.  $C_{m,OY}$  (y) para  $\alpha = 0^\circ$

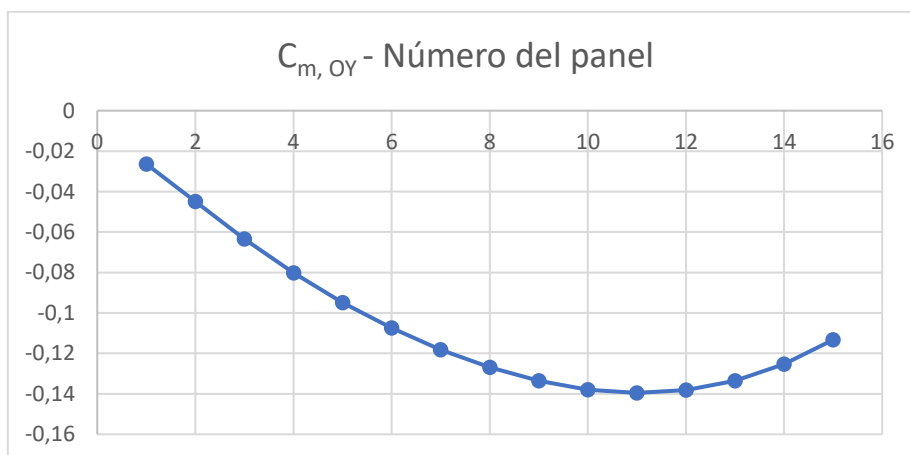


Ilustración 20.  $C_{m,OY}$  (y) para  $\alpha = 5^\circ$

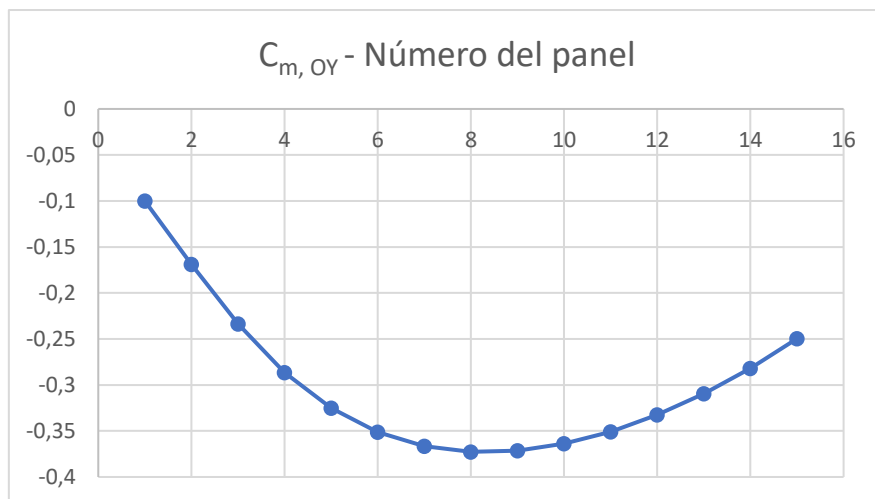


Ilustración 21.  $C_{m, OY}$  ( $y$ ) para  $\alpha=10^\circ$

Y, por último, el coeficiente de momento global del ala varía en función del ángulo de ataque según:

Tabla 9.  $C_{M, OY}(\alpha)$

$\alpha$	$C_{M, OY}$
-10	0,891083188
-5	0,510879487
0	0,130675787
5	-0,249527914
10	-0,629731614

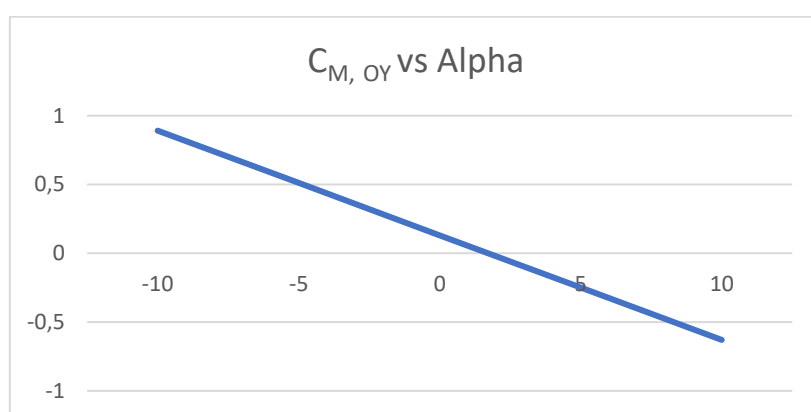
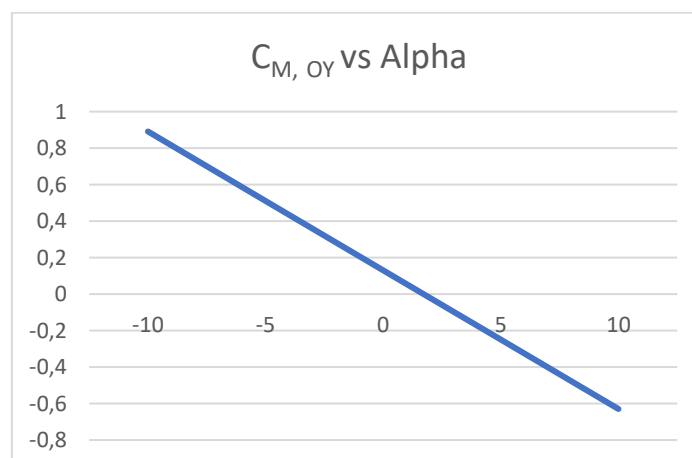
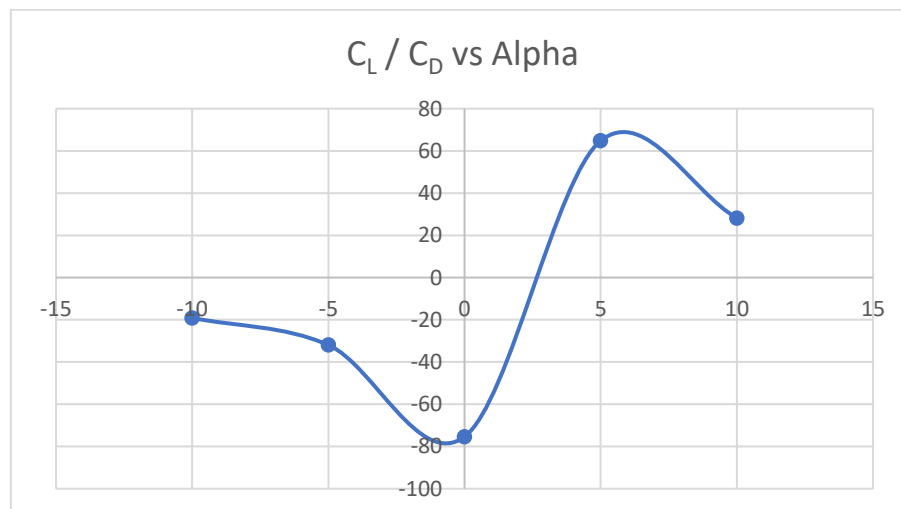
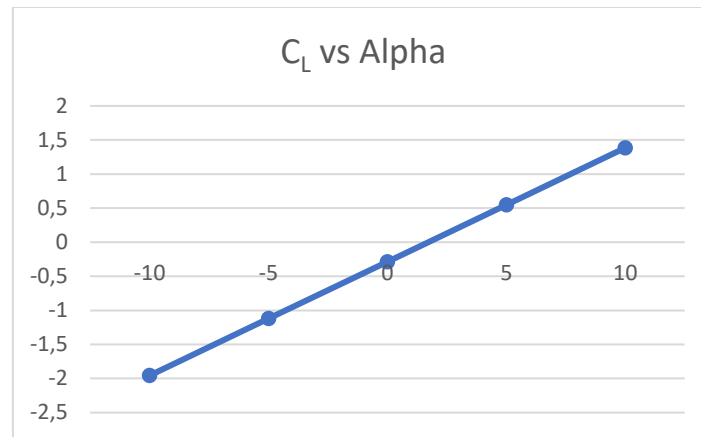


Ilustración 22.  $C_{M, OY}(\alpha)$

El coeficiente de momento respecto a un eje paralelo a OY y que pasa por el centro aerodinámico de los perfiles ( $C_{m, ca//OY}$ ) **no** varía con el ángulo de ataque.



Comparando con los resultados obtenidos mediante nuestro código de MATLAB:



La distribución de paneles empleada en los datos de este trabajo, se ha conseguido dibujando una circunferencia de centro la mitad de semiala y de radio la mitad de la envergadura paralela al eje  $y$ . A continuación, se ha dividido los 90 grados de I primer cuadrante en  $N_y$  ángulos iguales, siendo  $N_y$  el número de paneles que hay en un semiala. Finalmente los extremos de los paneles se obtinene con el coseno de esos ángulos. Con esta distribución a diferencia con una distribución equispaciada, se acumulan paneles en los extremos. En estas zonas los características aerodinámicas varían de forma más pronunciada que en otras zonas del ala, es por ello que tener un mayor número de paneles y por tanto mayor números de puntos de control, significa una mejor aproximación a la realidad.

## 8. Conclusiones finales

En este trabajo en el que se ha aplicado el modelo de mallas de torbellinos para estudiar el comportamiento de un ala con perfil NACA 5243, se puede apreciar las ventajas de este método respecto a otros.

Entre ellas, la simplicidad matemática del modelo al no usar ecuaciones diferenciales ni en forma diferencial ni en forma integral, como son las ecuaciones de Navier-Stokes; o su carácter lineal que permite dividir el problema en otros más pequeños y más fáciles de resolver para luego sumar la contribución de todos ellos.

Asimismo, cabe destacar la calidad en los resultados tanto locales como globales para ciertos regímenes de vuelo. Estos datos pueden ser usados incluso como primera aproximación para problemas más complejos.

## 9. Bibliografía

Diapositivas del Moodle de la asignatura  
Aerodinámica básica. Meseguer, J.; Sanz, A. – Ed. Garceta  
Fundamentals of Aerodynamics. John D. Anderson – Ed. McGraw Hill