

Apéndice II: Resultados CFD tabulados

Flaps 0°

AoA	C_L	C_D	C_M
-5	-0,19648	0,04333	0,07493
-3	-0,01535	0,04044	0,04752
0	0,25635	0,04296	0,00635
5	0,70918	0,06545	-0,06142
7	0,89031	0,08085	-0,08788
10	1,15463	0,12792	-0,12676

Flaps 10°

AoA	C_L	C_D	C_M
-5	-0,08119	0,04687	0,07004
-3	0,09953	0,04585	0,04263
0	0,37061	0,05116	0,00139
5	0,82242	0,07821	-0,06666
7	1,00314	0,09541	-0,09329
10	1,26974	0,14305	-0,13238

Flaps 20°

AoA	C _L	C _D	C _M
-5	0,01927	0,0598	0,06587
-3	0,19882	0,06041	0,03842
0	0,46813	0,06806	-0,00292
5	0,91699	0,09879	-0,07127
7	1,09654	0,11737	-0,09807
10	1,35916	0,17344	-0,13754

Flaps 30°

AoA	C _L	C _D	C _M
-5	0,08744	0,07831	0,06315
-3	0,26518	0,07999	0,03565
0	0,53179	0,08912	-0,0058
5	0,97614	0,12195	-0,07444
7	1,24274	0,14125	-0,10139
10	1,39916	0,22574	-0,14158

Flaps 40°

AoA	C _L	C _D	C _M
-5	0,15684	0,10213	0,06043
-3	0,33237	0,10488	0,03286
0	0,59565	0,11544	-0,00873
5	1,03447	0,15023	-0,07769
7	1,20999	0,17016	-0,10479
10	1,41331	0,33854	-0,14651

Polar trimada

AoA	C_L	C_D	C_M
-5	-0,2265	0,0460	0.01372
-3	-0,04536	0,04331	0.00821
0	0,22635	0,04792	0.00045
5	0,6792	0,0787	-0.00327
7	0,86034	0,0992	-0.00578
10	1,13205	0,1386	-0.00942

NOTA: Los valores diferentes de C_M proceden de errores por las hipótesis aerodinámicas seguidas para encontrar los valores de deflexión para el trimado, y también por los errores inherentes del método de cálculo aerodinámico. Idealmente, deberían de ser nulos.