

NACA 0009 – 189 points
Re = 1.5*10^6
Alpha = 1degree

Mach	Cl	Cd	L/D	Mach	Cl	Cd*10	L/D
0	0.1061	0.00444	23.9	0	0.1061	0.0444	23.9
0.1	0.1068	0.00445	24	0.1	0.1068	0.0445	24
0.2	0.1087	0.00451	24.1	0.2	0.1087	0.0451	24.1
0.3	0.1122	0.00462	24.29	0.3	0.1122	0.0462	24.29
0.4	0.1175	0.00478	24.58	0.4	0.1175	0.0478	24.58
0.5	0.1254	0.00501	25.03	0.5	0.1254	0.0501	25.03
0.6	0.1374	0.00534	25.73	0.6	0.1374	0.0534	25.73
0.7	0.1567	0.00584	26.83	0.7	0.1567	0.0584	26.83
0.8	0.1913	0.00666	28.72	0.8	0.1913	0.0666	28.72

Changes with Mach No. (X-Foil)

