

Asignación II – Capítulo 13 (G500)

ME4932 Aircraft Performance & Design

Autor: Antonio Pérez

Script integral MATLAB – G500 Aircraft Performance & Propulsion

```
1 %% =====
2 % G500 - AIRCRAFT PERFORMANCE & DESIGN (Asignacion 2 + Propulsion)
3 % Script integral alineado con el informe LaTeX (unidades inglesas)
4 % - Reporte unico en consola, por preguntas, con interpretacion
5 % - Figura unica con 4 graficas (tiledlayout)
6 % =====
7
8 clear; clc; close all;
9
10 % ----- Ventana de graficas -----
11 fig = figure('Name','G500 Summary - Aircraft Performance & Propulsion',...
12             'NumberTitle','off','Color','w');
13 tlo = tiledlayout(fig,2,2,'TileSpacing','compact','Padding','compact');
14
15 % ----- Buffer de reporte -----
16 report = string([]);
17 add = @(s) assignin('caller','report',[evalin('caller','report'); string(s)]);
18
19 %% ===== ISA @ FL450 =====
20 FL.Mach = 0.85;
21 FL.h_ft = 45000;
22 [FL.rho, FL.a, FL.mu] = isa_atm_english(FL.h_ft);
23 FL.V = FL.Mach * FL.a;
24 FL.q = 0.5*FL.rho*FL.V^2;
25
26 %% ===== Datos finales =====
27 FINAL.Sref = 992.8;
28 FINAL.CDO = 0.0142;
29 FINAL.e = 0.612;
30 FINAL.AR = 7.51;
31 FINAL.k = 1/(pi*FINAL.e*FINAL.AR);
32
33 % ===== Propulsion =====
34 N_eng = 2;
35 W_cruise = 62000;
36 TSFC_cr = 0.60;
37 m_core = 38.0;
38 m_bleed_dx = 0.5;
39 Tmax_SL = 15429;
40
41 %% ===== Bloque Aerodinamico =====
42 CL_cruise = W_cruise/(FL.q*FINAL.Sref);
43 CD_cruise = FINAL.CDO + FINAL.k*CL_cruise.^2;
44 D_total = FL.q*FINAL.Sref*CD_cruise;
45 Treq_each = D_total/N_eng;
46
47 CL_star = sqrt(FINAL.CDO/FINAL.k);
48 LD_max = 1/(2*sqrt(FINAL.CDO*FINAL.k));
49 CD_star = FINAL.CDO + FINAL.k*CL_star^2;
50
51 %% ===== PREGUNTA 1 =====
52 add("=== Pregunta 1 - Thrust requerido en crucero ===");
53 add(sprintf("Condicion: M=%.2f, h=%d ft | a=%.1f ft/s, V=%.1f ft/s, rho=%.2e, q=%.1f", ...
54           FL.Mach, FL.h_ft, FL.a, FL.V, FL.rho, FL.q));
55 add(sprintf("Datos finales: Sref=%.1f, CDO=%.4f, e=%.3f, AR=%.2f -> k=%.4f", ...
56           FINAL.Sref, FINAL.CDO, FINAL.e, FINAL.AR, FINAL.k));
57 add(sprintf("W=%.0f lbf -> CL=%.3f, CD=%.5f", W_cruise, CL_cruise, CD_cruise));
58 add(sprintf("Thrust total D=%.0f lbf -> por motor (x%d)=%.0f lbf", ...
59           D_total, N_eng, Treq_each));
60 add("Interpretacion: el empuje requerido en vuelo nivelado es el arrastre total.");
```

```

61
62 %% ===== PREGUNTA 2 =====
63 FF_each_hr = TSFC_cr * Treq_each;
64 FF_tot_hr = N_eng * FF_each_hr;
65
66 add("=== Pregunta 2 - Fuel flow con TSFC=0.60 ===");
67 add(sprintf("Fuel flow por motor=%.0f lb/h | total=%.0f lb/h", ...
68     FF_each_hr, FF_tot_hr));
69
70 %% ===== PREGUNTA 3 =====
71 frac_loss = m_bleed_dx/m_core;
72 dT_each = frac_loss * Treq_each;
73 Tavail_each = Treq_each - dT_each;
74
75 add("=== Pregunta 3 - Penalizacion por bleed ===");
76 add(sprintf("Bleed adicional=%.1f/%.1f=%.3f (%.2f%%)", ...
77     m_bleed_dx, m_core, frac_loss, 100*frac_loss));
78 add(sprintf("Delta T=%.1f lbf por motor (disponible ~%.0f lbf)", ...
79     dT_each, Tavail_each));
80
81 %% ===== PREGUNTA 4 =====
82 TSFC_new = TSFC_cr/(1 - frac_loss);
83 FF_each_hr_new = TSFC_new * Treq_each;
84 FF_tot_hr_new = N_eng * FF_each_hr_new;
85
86 add("=== Pregunta 4 - TSFC tras bleed ===");
87 add(sprintf("TSFC_old=%.3f -> TSFC_new=%.3f (Delta=%.2f%%)", ...
88     TSFC_cr, TSFC_new, 100*(TSFC_new/TSFC_cr - 1)));
89
90 %% ===== PREGUNTA 5 =====
91 [rho_SL,~,~] = isa_atm_english(0);
92 sigma = FL.rho/rho_SL;
93 Tmax_each_h = Tmax_SL * sigma;
94 Tmax_tot_h = N_eng * Tmax_each_h;
95
96 add("=== Pregunta 5 - Thrust max a altitud ===");
97 add(sprintf("sigma=%.4f -> T_max motor=%.0f lbf | Total=%.0f lbf", ...
98     sigma, Tmax_each_h, Tmax_tot_h));
99
100 %% ===== Reporte unico =====
101 disp(newline + "===== REPORTE UNICO - G500 (Asignacion 2) =====");
102 disp(join(report,newline));
103 disp("=====");
104
105 %% ===== Funcion ISA =====
106 function [rho, a, mu] = isa_atm_english(h_ft)
107     g0 = 32.174; R = 1716.59; gamma = 1.4;
108     T0 = 518.67; P0 = 2116.22; L = -0.00356616;
109     if h_ft <= 36089
110         T = T0 + L*h_ft;
111         P = P0*(T/T0)^(-g0/(L*R));
112     else
113         T = 389.97;
114         T36 = T0 + L*36089;
115         P36 = P0*(T36/T0)^(-g0/(L*R));
116         P = P36*exp(-g0*(h_ft-36089)/(R*T));
117     end
118     rho = P/(R*T);
119     a = sqrt(gamma*R*T);
120     T_K = (T-459.67)/1.8 + 273.15;
121     mu_SI = 1.716e-5*(T_K/273.15)^(3/2)*(273.15+110.4)/(T_K+110.4);
122     mu = mu_SI * 1.4881639;
123 end

```

Resultados de ejecución

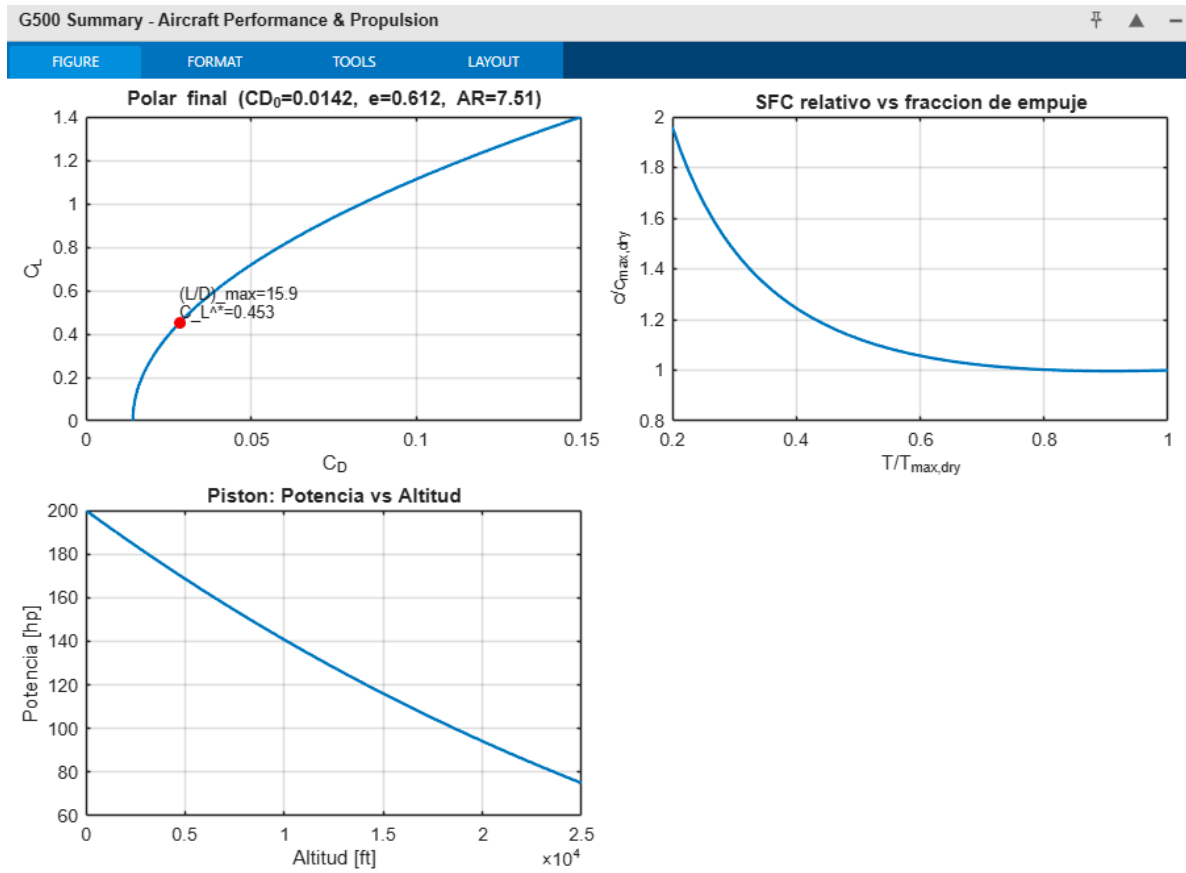


Figura 1: Resumen gráfico del script: **(arriba izq.)** Polar final con $(L/D)_{m\acute{a}x}$ y C_L^* ; **(arriba der.)** SFC relativo vs fracción de empuje; **(abajo)** Motor de pistón: potencia vs altitud.

Command Window

```
===== REPORTE UNICO - G500 (Asignacion 2) =====  
=== Pregunta 1 - Thrust requerido en crucero ===  
Condicion: M=0.85, h=45000 ft | a=968.1 ft/s, V=822.9 ft/s, rho=4.60e-04 slug/ft^3, q=155.8 lbf/ft^2  
Datos finales: Sref=992.8 ft^2, CD0=0.0142, e=0.612, AR=7.51 -> k=0.0693  
W=62000 lbf -> CL=0.401, CD=0.02533  
Thrust requerido total D = 3918 lbf -> por motor (x2) = 1959 lbf  
Interpretacion: el empuje requerido en vuelo nivelado es el arrastre total.  
Depende de q, S y de la polar CD = CD0 + k*CL^2. Con este set coincide con el PDF.  
  
=== Pregunta 2 - Fuel flow con TSFC=0.60 lb/(lbf*h) ===  
Fuel flow por motor = 1175 lb/h | total = 2351 lb/h  
Interpretacion: el consumo es proporcional al thrust solicitado.  
Si baja CD0 o sube e*AR, baja el thrust y el consumo horario.  
|  
=== Pregunta 3 - Penalizacion de thrust por bleed adicional (de-icing) ===  
Bleed adicional = 0.5/38.0 = 0.013 (1.32%) del core  
Delta T ~ 25.8 lbf por motor (thrust disponible ~ 1933 lbf si el set de motor no cambia)  
Interpretacion: asumiendo T proporcional a m_dot_core, el bleed reduce el empuje en el mismo porcentaje.  
  
=== Pregunta 4 - TSFC de crucero tras instalar el sistema de bleed ===  
TSFC_old=0.600 -> TSFC_new=0.608 (Delta=1.33%)  
Fuel flow por motor para sostener el mismo thrust: 1175 -> 1191 lb/h  
Interpretacion: al perder parte del flujo del compresor, sube el combustible  
necesario para un mismo thrust efectivo, por eso TSFC crece.  
  
=== Pregunta 5 - Thrust maximo a altitud (aprox proporcional a rho) ===  
sigma = rho(h)/rho_SL = 0.1936 -> T_max por motor = 2987 lbf | Total = 5974 lbf  
Margen frente a T_req total: 52.5 %  
Interpretacion: con la hipotesis de T_max ~ rho, el tope de thrust decrece a FL450.  
Da el margen disponible frente al thrust requerido calculado en P1.  
=====
```

>>

Figura 2: Salida en consola: reporte único con interpretación de resultados (Preguntas 1–5).