

AD_6_1

Aircraft Design

B6		Construction de la courbe PL(WL) pour le décrochage
	1	Théorie
		TD (sur Excel)
	2	Détermination du « Matching Point »
		Détermination des caractéristiques géométriques et massiques de l'avion
	3	Théorie
	4	Détermination des caractéristiques de l'avion pour répondre au cahier des charges
	5	Etude d'influence (choisir 5 paramètres et montrer l'effet de leur modification sur l'avion)

→ Syllabus Annexe p28

AD_6_1

$$L = W \cdot g$$

$$W \cdot g = 0.5 \cdot \rho \cdot V_s^2 \cdot S_w \cdot C_{L_2}$$

$$\frac{W}{S_w} = \frac{\rho}{2 \cdot g} \cdot V_s^2 \cdot C_{L_2}$$

AD_6_1

Structure du fichier Excel :

General		
W_{payload}	180	kg
$W_{\text{Useful}}/W_{\text{MxTO}}$	0.414	(-)
Aspect Ratio	8.5	(-)
ρ_0	1.225	kg/m ³
g	9.81	m/s ²
e	0.8	(-)
csf	0.3	kg/kW.h
[1] Cruise		
V_{cr}	240	km/h
Range	1000	km
cd_0	0.0207	(-)
η_p	0.84	(-)
ρ	0.996	kg/m ³
R_p	0.780	(-)
[2] Climb		
RC	10	m/s
$\eta_{P_{\text{RCMx}}}$	0.7	(-)
Cl_{RCMx}	0.55	(-)
cd_{RCMx}	0.0414	(-)
P_{RCMx}	1.225	kg/m ³
R_p	1.000	(-)
[3] Takeoff		
d	300	m
CLTO	1.5	(-)
cfgr	0.02	(-)
γ	0	°
$\eta_{P_{\text{TO}}}$	0.7	(-)
ρ	1.225	kg/m ³
R_p	1.000	(-)
[4] Stall speed - [5] Landing		
V_s	80	km/h
cl_{Mx}	2.8	(-)
ρ	1.225	kg/m ³

AD_6_1

W/S	W/BHP			
	[1] Cruise	[2] Climb	[3] Takeoff	[4]-[5] Stall
10	2.1	6.3	132.9	86.3
20	4.2	6.0	69.7	86.3
30	6.2	5.8	45.2	86.3
40	8.0	5.7	32.5	86.3
50	9.7	5.5	24.8	86.3
60	11.1	5.4	19.8	86.3
70	12.3	5.3	16.2	86.3
80	13.4	5.2	13.6	86.3
90	14.2	5.2	11.7	86.3
100	14.9	5.1	10.1	86.3
110	15.3	5.0	8.9	86.3
120	15.7	4.9	7.9	86.3
130	15.9	4.9	7.1	86.3
140	16.1	4.8	6.4	86.3
			4.0	86.3
			132.9	86.3

