

Le STARTRAP (Mr Guicheney)



Données à saisir
Données calculées

Caractéristiques géométriques & qualité aérodynamique

Nom de l'avion	Startrap	Startrap	Startrap	
Aile	Envergure b (m)	8,440	8,440	8,440
	Surface Alaire Aile: Sa (m2)	10,024	10,024	10,024
	Corde interne Ci (m)	1,200	1,200	1,200
	Effilement $\eta = (2Sa/(b \times Ci)) - 1$	0,98	0,98	0,98
	Allongement $\lambda = b^2/Sa$	7,11	7,11	7,11
	Corde moyenne $L_{moy} = Sa/b$ (m)	1,19	1,19	1,19
	Dièdre (°)	6,00	6,00	6,00
	Surface Mouillée Aile SMA (m2)	18,40	18,40	18,40
	Profil d'aile.	NACA 23015	NACA 23015	NACA 23015
	Cz optimal de conception (airfoil design lift coef.)	0,20	0,20	0,20
	Cx pour ce Cz optimal de conception	0,0065	0,0065	0,0065
	Vrillage (°)	4° uniquement au niveau des ailerons	4° uniquement au niveau des ailerons	4° uniquement au niveau des ailerons
	Epaisseur relative à l'emplanture (%)	15,00	15,00	15,00
	Coefficient d'Oswald (e)	0,78	0,78	0,78
Aileron	Envergure ba/2 d'un aileron (m)	1,50	1,50	1,50
	Surface d'un aileron Sa/2 (m2)	0,50	0,50	0,50
	Corde moyenne $L_{aoy} = Sa/b_a$ (m)	0,33	0,33	0,33
	braquage d'aileron (°)			
	Rapport de la corde moyenne de l'aileron sur la corde moyenne de l'aile L_{aoy}/L_{moy} (%)	0,28	0,28	0,28
	Rapport de l'envergure des ailerons sur l'envergure de l'aile ba/b (%)	0,36	0,36	0,36
Volet	Envergure bv/2 d'un volet (m)	1,90	1,90	1,90
	Surface d'un volet Sa/2 (m2)	0,75	0,75	0,75
	Corde moyenne $L_{voy} = Sa/b_v$ (m)	0,39	0,39	0,39
	braquage maxi du volet (°)	45°	45°	45°
	Rapport de la corde moyenne du volet sur la corde moyenne de l'aile L_{voy}/L_{moy} (%)	0,33	0,33	0,33
	Rapport de l'envergure des volets sur l'envergure de l'aile bv/b (%)	0,45	0,45	0,45
fuselage	Nombre de sièges	2,00	2,00	2,00
	Disposition des sièges (T: tandem; C: côte à côte; D: décalé)	T	T	T
	longueur fuselage Lf (m)	6,32	6,32	6,32
	Largeur au maître couple (m)	0,86	0,86	0,86
	hauteur au maître couple (m)	1,14	1,14	1,14
	périmètre au maître couple (m)	3,75	3,75	3,75
	Surface du maître couple (m2)	0,92	0,92	0,92
	Surface mouillée du fuselage SMf (m2)	15,55	15,55	15,55
	Rapport Lf/D du fuselage avec D=diamètre au maître couple	5,29	5,29	5,29
	Kfus = SMf/Lf	2,46	2,46	2,46

Caractéristiques géométriques

Empennage Horizontal	Envergure b_{eh} (m)	3,40	3,40	3,40
	Corde interne C_{bh} (m)	1,00	1,00	1,00
	Surface en plan horizontale S_h (m ²)	2,98	2,98	2,98
	Effilement $\eta = (2Sa/(b \times Ci)) - 1$	0,75	0,75	0,75
	Allongement $\lambda = b^2/Sa$	3,88	3,88	3,88
	Corde moyenne $l_{moy} = Sa/b$ (m)	0,88	0,88	0,88
	Surface du stabilisateur S_{hs} (m ²)	1,72	1,72	1,72
	S_{hs} en % de S_h	0,58	0,58	0,58
	Surface du volet de profondeur S_{hv} (m ²)	1,26	1,26	1,26
	S_{hv} en % de S_h	0,42	0,42	0,42
	Bras de levier horizontal $(C/4 - c/4) L_h$ (m)	3,00	3,00	3,00
	Volume de l'empennage horizontal $VH = L \times SH$ (m ³)	8,94	8,94	8,94
	Surface mouillée de l'empennage horizontal SM_{eh} (m ²)	5,50	5,50	5,50
	% de SMT	0,13	0,13	0,13
Empennage Vertical	Surface en plan verticale S_v (m ²)	1,40	1,40	1,40
	Hauteur de l'empennage vertical (m)	1,00	1,00	1,00
	Corde à l'emplanture de l'empennage vertical (m)	1,70	1,70	1,70
	Allongement de l'empennage vertical $\lambda = h_v^2/Sa$	0,71	0,71	0,71
	S_v/Sa	0,14	0,14	0,14
	Surface de la dérive S_{vd} (m ²)	0,600	0,600	0,600
	S_{vd} en % de S_v	0,43	0,43	0,43
	Surface du gouvernail S_{vg} (m ²)	0,80	0,80	0,80
	S_{vg} en % de S_v	0,57	0,57	0,57
	Surface verticale corrigée S_{vc} (m ²)	2,00	2,00	2,00
	S_{vc}/Sa	0,20	0,20	0,20
	Bras de levier vertical $(C/4 - c/4) L_v$ (m)	2,86	2,86	2,86
	Volume de l'empennage vertical $V_v = L_v \times S_v$ (m ³)	4,00	4,00	4,00
	Volume corrigé de l'empennage vertical $V_{vc} = L_v \times S_{vc}$ (m ³)	5,72	5,72	5,72
Surface mouillée de l'empennage vertical SM_{ev} (m ²)	2,84	2,84	2,84	
% de SMT	0,07	0,07	0,07	
Train d'atterrissage	Voie du train (m)	1,60	1,60	1,60
	Surface mouillée du train SM_r (m ²)	0,50	0,50	0,50
Nacelles motrices	Surface mouillée des nacelles motrices - bimoteurs !- SM_n (m ²)	0,00	0,00	0,00
Surfaces mouillées	Surface Mouillée Aile SM_a (m ²)	18,40	18,40	18,40
	SM_a en % de SMT	43,00	43,00	43,00
	Surface Mouillée fuselage SM_f (m ²)	15,55	15,55	15,55
	SM_f en % de SMT	36,34	36,34	36,34
	Surface mouillée de l'empennage horizontal SM_{eh} (m ²)	5,50	5,50	5,50
	SM_{eh} en % de SMT	12,85	12,85	12,85
	Surface mouillée de l'empennage vertical SM_{ev} (m ²)	2,84	2,84	2,84
	SM_{ev} en % SMT	6,64	6,64	6,64
	Surface mouillée du train SM_r (m ²)	0,50	0,50	0,50
	SM_r en % de SMT	1,17	1,17	1,17
	Surface mouillée des nacelles motrices - bimoteurs !- SM_n (m ²)	0,00	0,00	0,00
	SM_n en % de SMT	0,00	0,00	0,00
	Surface mouillée totale SMT (m²)	42,79	42,79	42,79
K = SMT/Sa	4,27	4,27	4,27	

Caractéristiques massiques	Nom de l'avion	Startrap	Startrap	Startrap
	Masse à vide Mv (kg)	420,00	420,00	420,00
	Masse maxi Mmax (Kg)	800,00	800,00	800,00
	Volume carburant total (litres)	360,00	360,00	360,00
	Masse Moteur complet Mmot (kg)	100,00	100,00	100,00
	Q=Mv / Mmax	0,53	0,53	0,53
	Masse carburant (kg)	262,80	262,80	262,80
	Charge utile (kg) selon FAR 23 catégorie U (1 passager=86kg) (kg)	365,20	365,20	365,20
	Masse Cellule estimée (kg) = Mv - 1,5*Mmot (kg)	270,00	270,00	270,00
	Masse cellule spécifique msp = Mcell / Smt (kg/m ²)	6,31	6,31	6,31

Motorisation	Type de moteur	Potez 4E-20	Potez 4E-20	Potez 4E-20
	TBO (h)			
	Puissance nominale maxi à h=0 m Pm0 (cv)	105	105	105
	Puissance maxi x Pression dynamique= Pmax.(1+((0,5ρ.V ²)/10 ⁵)).70% de rendement de divergent)	107,06	106,56	106,56
	Altitude "moteur" (m)	0,00	0,00	0,00
	Régime moteur N (tr/mn)	2650,00	2450,00	2450,00
	Puissance moteur en % de Pmax	96	66,8	66,8
	diamètre hélice Dh (m)	1,61	1,61	1,61
	pas de l'hélice (m)	1,44	1,44	1,44
	Masse hélice Mh (kg)			
	densité relative "moteur" à l'altitude de vol ρ/ρ0 = (20 - (h/1000))/(20 + (h/1000))	1,00	1,00	1,00
	Pcalculée Pm=Pm0syn x ((ρ/ρ0)-0,15)/0,85 (cv)	102,78	71,18	71,18
	Rendement hélice à la vitesse de vol (Rh)	0,82	0,82	0,75
	Puissance effective (Pe): Pe = Pcalculée x Rh (cv)	84,28	58,37	53,39

Performances	Nom de l'avion	Startrap	Startrap	Startrap
	Vitesse maxi Vmax (km/h)	245	213	213
	altitude de vol (m)	100	100	100
	Densité de l'air à l'altitude de vol ρ (kg/m ³)	1,213	1,213	1,213
	Masse lors de la performance (kg)	800	800	800
	Vitesse à ne jamais dépasser Vne (km/h)			
	Vitesse maxi de manœuvre Va (km/h)			
	Vitesse minimum de contrôle en configuration atterrissage Vmc (km/h)			
	Vitesse maxi de montée (m/s)			
	Conditions de l'essai	Vitesse Max.	Croisière Puissance estimée via la conso en croisière (21 litres/heures) et la conso spécifique du Potez (0,22 kg/cv/h)	Croisière Puissance estimée via la conso en croisière (21 litres/heures) et la conso spécifique du Potez (0,22 kg/cv/h) Rendement hélice tenant compte du rendement d'installation

Qualité Aérodynamique	$C_x = Pe/(0,5 \times V^2 \times S_A)$	0,0393	0,0414	0,0379
	$C_{xi} = 4 \times m^2 \times g^2 / (\rho^2 \times V^4 \times S_A^2 \times \pi \times \lambda \times e)$	0,0045	0,0078	0,0078
	$C_{xo} = C_x - C_{xi}$	0,0348	0,0336	0,0300
	Surface de traînée totale $S_a \times C_x$ (m2)	0,394	0,415	0,379
	Surface de traînée induite $S_a \times C_{xi}$ (m2)	0,0447	0,0783	0,0783
	Surface de traînée à $C_z=0$ $S_a \times C_{xo}$ (m2)	0,349	0,337	0,301
	Surface de traînée de l'aile $S_a \times C_{fo} = S_{ma} \times C_{f_{fo}}$ (m2)	0,0598	0,0598	0,0598
	Surface de traînée des surfaces non portantes (m2)	0,2891	0,2767	0,2413
	$C_{fe} = S_A \times C_{xo} / SMT$ (résultats en ‰)	8,15	7,86	7,04
	$(\mu_0 - 33.10^{11} \times h) / \rho$ ($10^{-6} m^2/s$) $\mu_0 = \text{viscosité dynamique (à } h=0) = \nu$ ($\mu_0 = 17,932.10^6 (m^{-1} \cdot kg \cdot s^{-1})$)	14,76	14,76	14,76
	$Re_f = L \times V / 10^6$ (v)	29,14	25,34	25,34
	$Re_{ailes} = C_{MOY} \times V / 10^6$ (v)	5,48	4,76	4,76
	$Ree = (Re_f \times SMf + Re_{ailes} \times (SMT - SMf)) / SMT$ (10^6)	14,08	12,24	12,24
	$C_f \text{ Limite} = 0,445 \times (\log_{10} Ree)^{-2,58}$ (résultats en ‰)	2,78	2,84	2,84
	Résidu de traînée de pression (m2)	0,19	0,14	0,10
$CQA = C_f \text{ Limite} / C_{fe}$	0,34	0,36	0,40	



