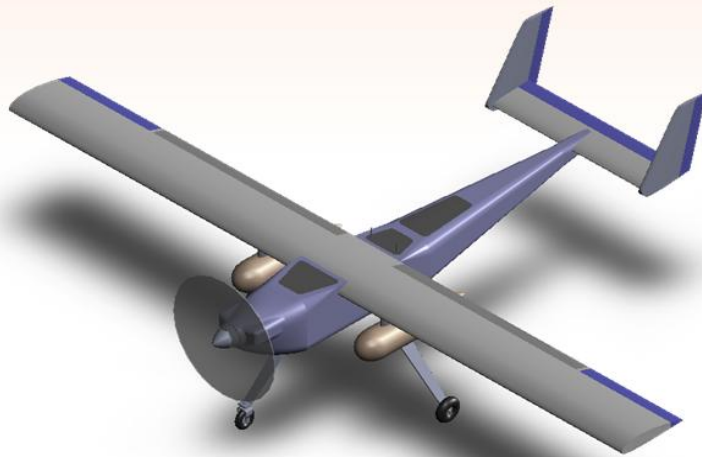


U-27 UAV Proposal Project



Adel MOHAMMED BELARBI
Algeria April 30, 2014

Conception préliminaire

1-Cahier des Charges

C-1 type et mission	
type mission	imposé à traiter Cible volante

valeurs en SI	
C-2 Masses et Volumes	
W pl	4 6 Kg

conversion	
13,2 lb	211,6 oz

C-3 Performance	
V cr	100 200 km/h
V max	140 250 km/h
V stall	65 65 km/h
H cr	5000 5000 m
E normale	3,5 3,5 h
E max	7 h
R normal	TBD 700 km
R max	TBD 1400 km
R cl	200 600 m/min

124,3 mph	108,0 kts
155,3 mph	135,0 kts
40,4 mph	35,1 kts
16 404 ft	
210,0 min	
420,0 min	
435,0 mile	378,0 Nmile
869,9 mile	755,9 Nmile
36,0 km/h	129,6 m/s

C-4 Propulsion	
type de moteur	piston piston
Nbr engine	1 1
Nbr prop	1 1
W fres	0,00% 0,00%

C-5 Les Pistes	
S tog	TBD 200 m
S to	TBD 332 m
qualité de la piste	TBD 2 -Goudron
H to	TBD 490 m

656,2 ft
1 089,2 ft
1 608 ft

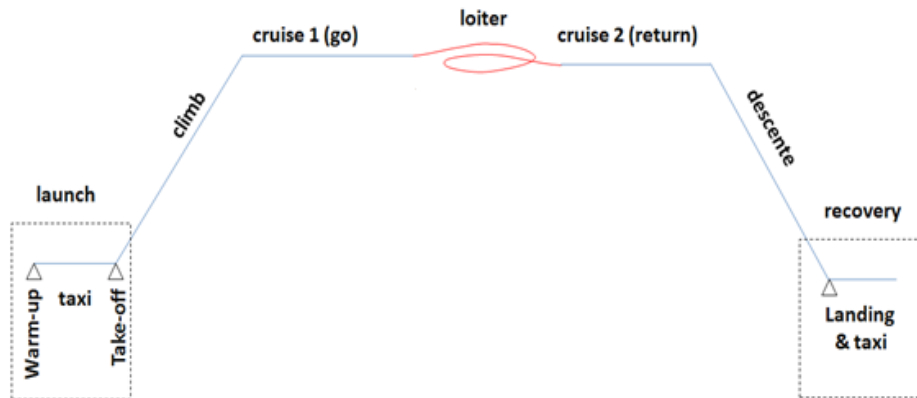
C-6 phase de mission	
1- Start engine & Warm-up	
2- taxi	
3- take-off	
4- climb	
5- croise 0	
6- loiter	
7- croise 1	
8- descente	
9- landing & taxi	

commentaires	
✓	Wpl à traiter est supérieure à Wpl exigée
✓	Vcr à traiter est supérieure à Vcr exigée
✓	Vstall à traiter est égale à Vstall exigée
✓	Hcr à traiter est égale à Hcr exigée
✓	Emax à traiter est égale à Emax exigée
✓	Rcl à traiter est supérieure à Rcl exigé
✓	le type moteur à traiter est le même exigé
✓	le nombre de moteurs à traiter est le même exigé
✓	le nombre d'hélices à traiter est le même exigé
✓	la taux de carburant réservé à traiter est le même exigé

2-Profil de mission

2-1 Profil de mission

Portée de communication possible 4 km



2-2 Paramètres du Profil de mission:

		launch			climb	go	Loiter	return	recovery	
		Warm-up	taxi	take-off	climb	cruise 1	loiter	cruise 2	descent	landing &
pende vol	β		0,00		12,52	0,00		0,00		2,70
Vitesse horizontale	Vh	0,00		84,50	166,1	200,00	201,42	200,00		84,41
Vitesse verticale	Vv	0,00		0,00	36,00	0,00	0,00	0,00		3,98
Vitesse de vol	V	0,00		84,50	170,0	200,00	201,42	200,00		84,50
Distance parcourue	R				23,08	4,00	668,9	4,00		
Altitude de vol	H	490,00	490,00	490,00		5 000,0	5 000,0	5 000,0		490,00
densité de l'air	$\rho(\text{kg/m}^3)$	1,17	1,17	1,17		0,74	0,74	0,74		1,17
densité de l'air	$\rho(\text{kg/m}^3)$	0,00226	0,00226	0,00226		0,00143	0,00143	0,00143		0,00226
Endurance	E (hr)				0,14	0,02	3,32	0,02		
Endurance	E (min)				8,33	1,20	199,27	1,20		

2-3 Décisions liées au profil de mission:

		launch			climb	go	Loiter	return	recovery	
		Warm-up	taxi	take-off	climb	cruise 1	loiter	cruise 2	descent	landing &
rendement de l'hélice	η_p				0,8	0,8	0,8	0,8		
consommation spécifique	Cp				0,37	0,80	0,8	0,8		
finesse	L/D				10,0	10,0	8,7	10,0		

note

densité de l'air au niveau de la mer ρ_0	1,225 kg/m ³	0,00238 slug/ft ³
---	-------------------------	------------------------------

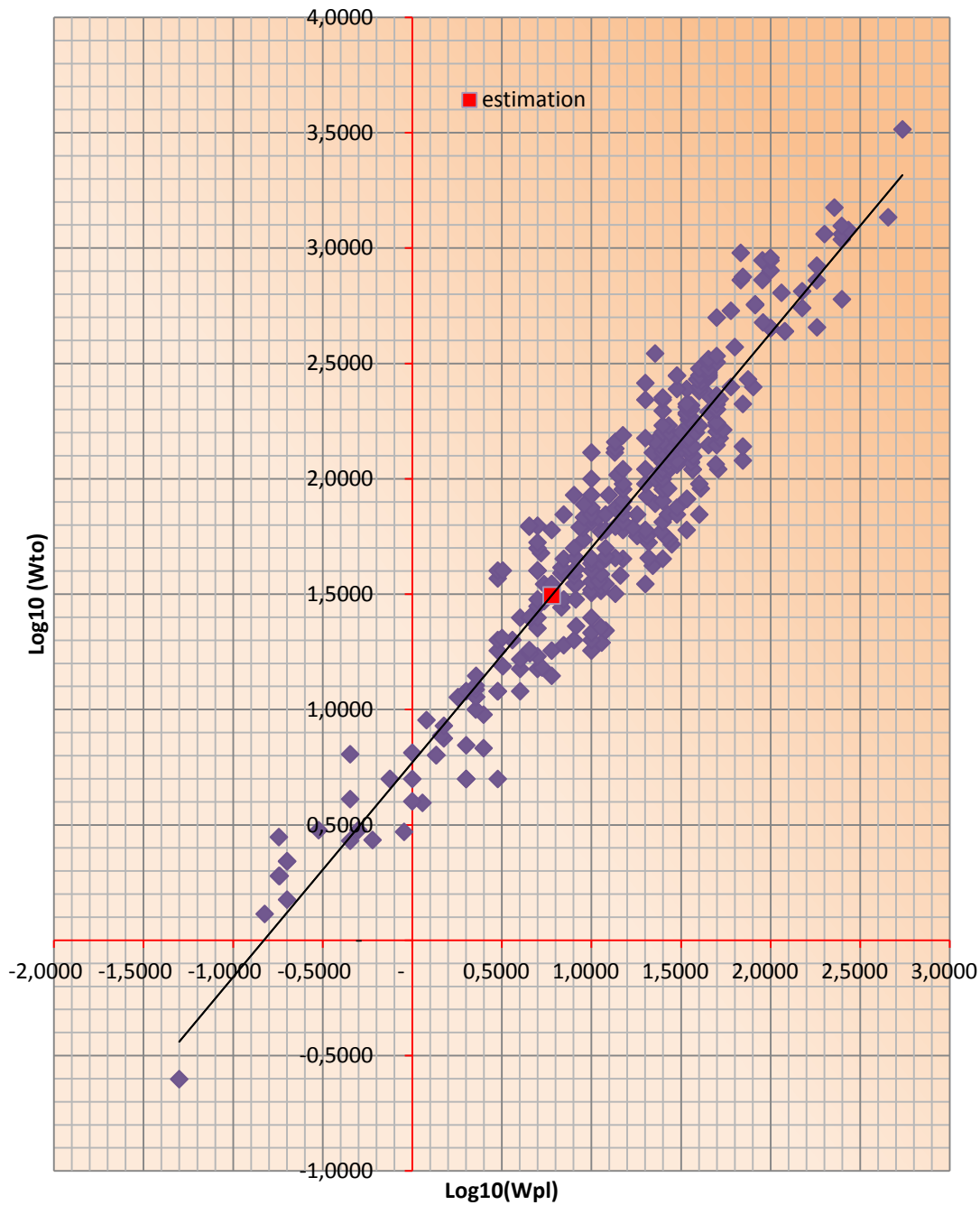
pour autres itération :

Vitesse de montée adéquat est:	146,83 km/h
--------------------------------	-------------

commentaires

✓	incidence de montée acceptable (>8,33%)
✓	répartition de rayon d'action correcte
✓	la valeur du rendement d'hélice est raisonnable (entre 0,5 et 0,8)
✓	la valeur de la consommation spécifique est raisonnable (entre 0,5 et 0,8)
✓	la valeur de la finesse est raisonnable(entre 8 et 14)

3-Estimation empirique de la masse maximale au décollage



Nbr de points	360 points	pour Wpl=	6,00 kg
Wto min	0,25 kg	A=	
Wto max	3268,8 kg	B=	
		Wto guesse=	31,2 kg

4-Fraction massique du carburant

4-1 Equation générale de masses:

$$W_{to} \text{ (masse totale) } = W_e + W_f + W_{pl} + W_{tfo}$$

dont:

W_{pl} =	masse de la charge utile=	6 kg
W_{tfo} =	masse du carburant et huile empiégés dans les	0 x W_{to}
W_e =	masse à vide=	à définir
W_f =	masse de carburant=	à définir

4-2 Calcule de WF Fraction massique de carburant

Rappelle sur les paramètres de ma mission

	launch			climb	go	Loiter	return	recovery	
	Warm-up	taxi	take-off	climb	cruise 1	loiter (mission)	cruise 2	descent	landing & taxi
pende vol		0,0		12,5	0,0		0,0		2,7
Vitesse horizontale	0,0		84,5	166,1	200,0	201,4	200,0		84,4
Vitesse verticale	0,0		0,0	36,0	0,0	0,0	0,0		4,0
Vitesse de vol	0,0		84,5	170,0	200,0	201,4	200,0		84,5
Distance parcourue				23,1	4,0	668,9	4,0		
Altitude de vol	490,0	490,0	490,0		5000,0	5000,0	5000,0		490,0
Endurance				0,1	0,0	3,3	0,0		
Endurance				8,3	1,2	199,3	1,2		

rendement de l'hélice				0,8	0,8	0,8	0,8		
consommation spécifique				0,4	0,8	0,8	0,8		
finesse				10,0	10,0	8,7	10,0		

Mff	0,995	0,997	0,998	0,998	0,999	0,880	0,999	0,995	0,995
-----	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

Mff totale =	0,8597
W_f used =	0,1403 x W_{to}
W_f res =	0,0000
WF =	0,1403 x W_{to}

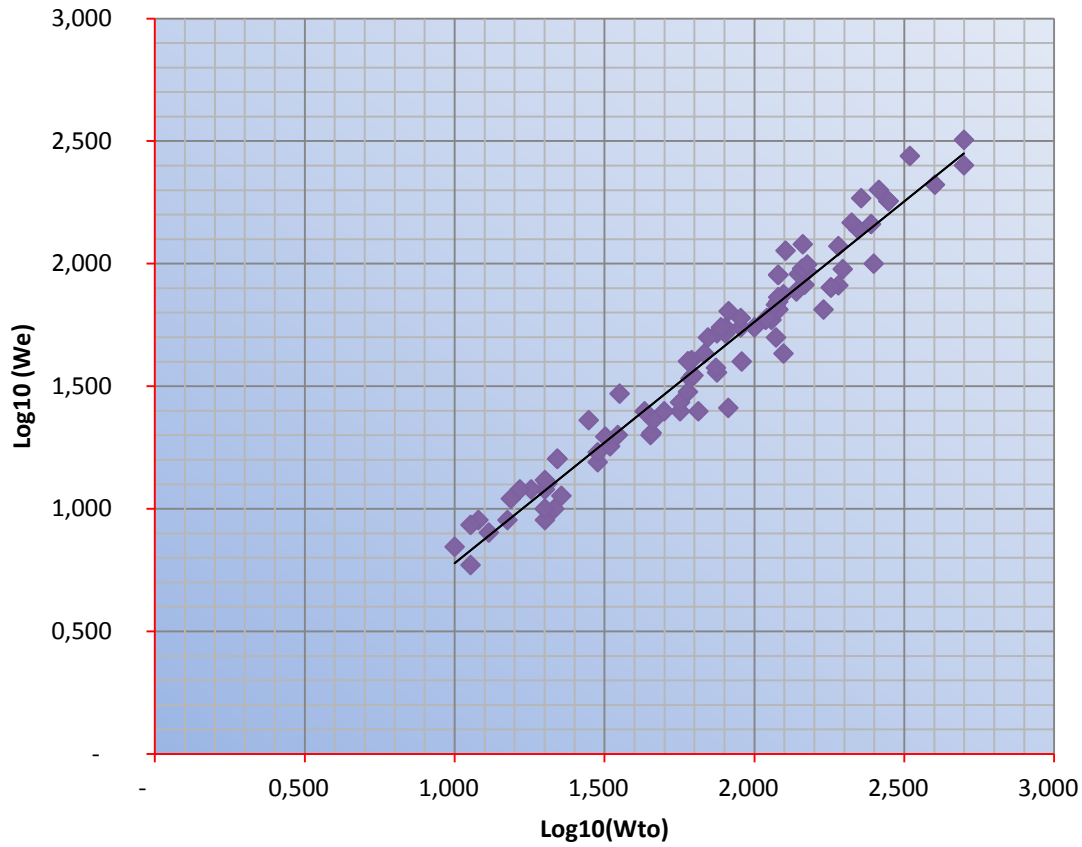
Alors:

W_{to} =	$W_e + W_f + W_{pl} + W_{tfo}$
W_f =	0,1403 x W_{to}
W_{pf} =	6 kg
W_{tfo} =	0 x W_{to}
W_e =	à définir

ou:

W_{to} =	0,1403 x $W_{to} + W_e + 6$	Relation N°1
W_e =	0,8597 x $W_{to} - 6$	

5-Estimation graphique de la masse maximale au décollage



Nbr de points	94 points
A=	
B=	

We= 10 Exp ((0,9838 log 10(Wto) + - 0,2051)) **Relation N° 2**

30/04/2014

6-Calcul de la masse maximale au décollage

Relation 1:

We calculée	We= 0,86 x Wto - 6,0
-------------	----------------------

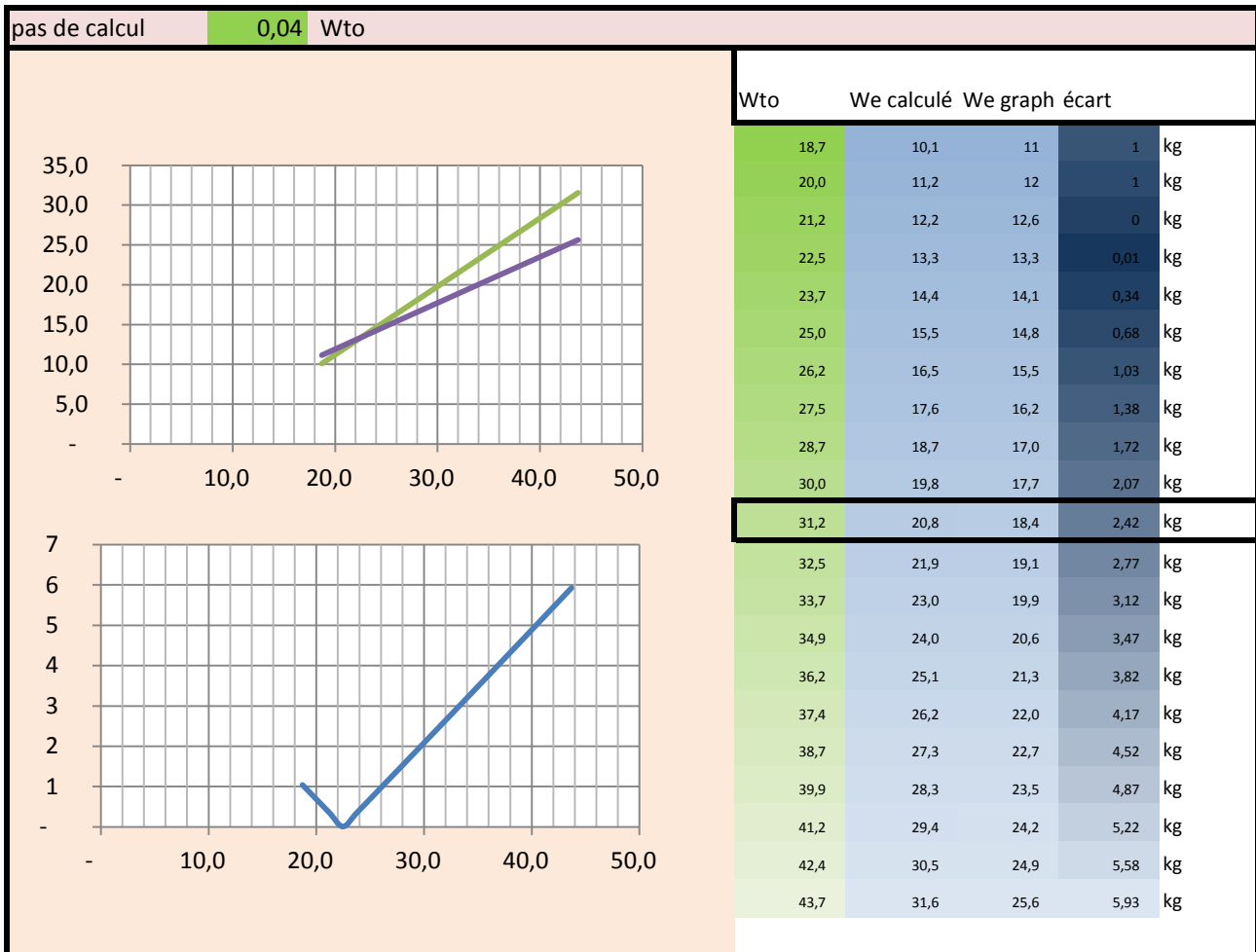
Relation 2:

We graphique	We= 10 Exp ((0,98 log 10(Wto) + - 0,21))
--------------	---

6-1 Première estimation : (estimation graphique Wto=f(Wpl))

pour	Wto estimée=	31,2	kg
We calculée =		20,8	kg
We graphique =		18,4	kg
écart=		2 421	g
écart proportionnel=	e1=	11,6%	We calculé
	e2=	13,2%	We graphique

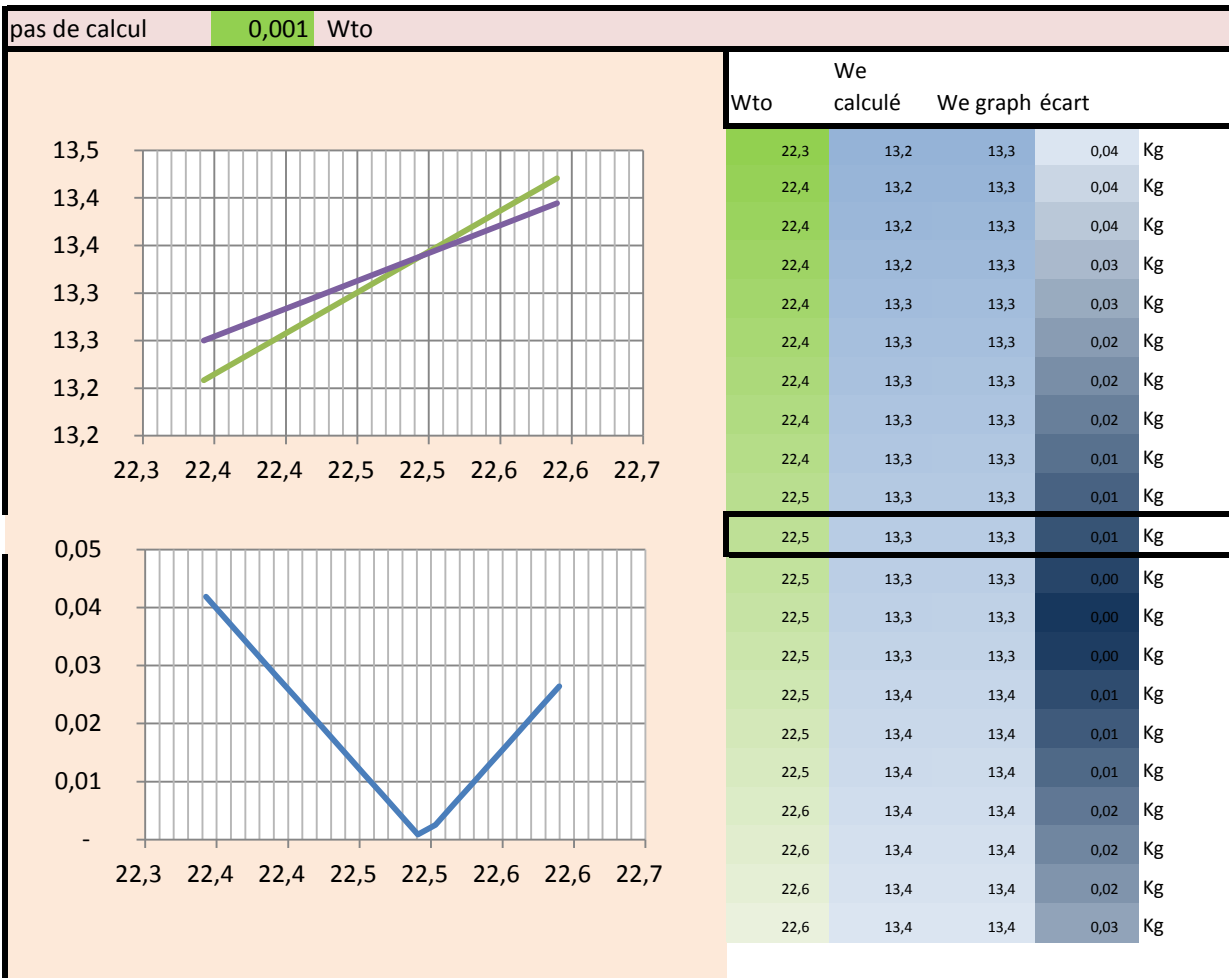
6-2 Deuxième estimation



Premier calcul de Wto :

Wto =	22,5	kg	
We calculée =	13,3	kg	
We graphique =	13,3	kg	
écart=	8	g	
écart proportionnel=	e1=	0,058%	We calculé
	e2=	0,058%	We graphique

6-3 Troisième estimation



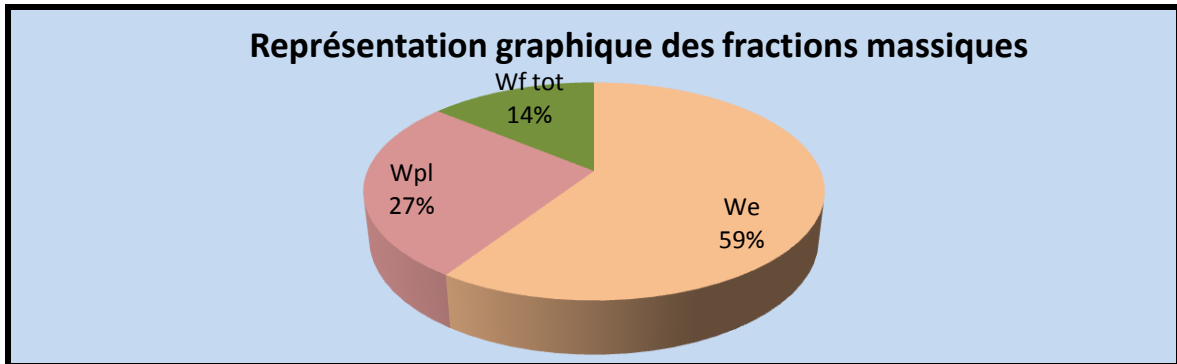
calcul de Wto :

Wto =	22	kg
We calculée =	13	kg
We graphique =	13	kg
écart=	1	g
écart proportionnel=	e1=	0,007% We calculé
	e2=	0,007% We graphique

7-Bilan de masses

7-1 version normale

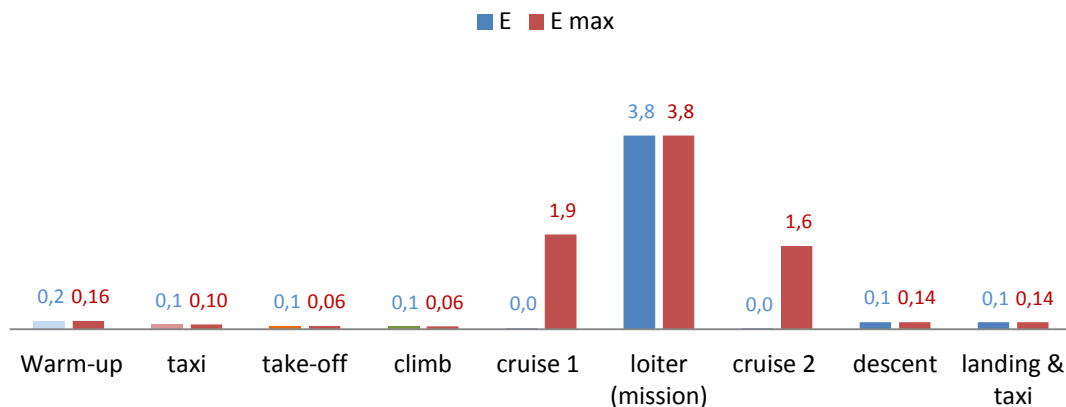
		masse	capacités	fraction	
totale	Wto	22,5 kg			
à vide	We	13,3 kg			59,3%
la charge utile	Wpl	6,0 kg			26,7%
carburant et huile empiégés dans les canalisations	Wtfo	0,0 kg			0,0%
carburant total	Wf tot	3,2 kg	4,5 litres		14,0%
carburant à utiliser	Wf used	3,2 kg	4,5 litres	100,0%	
réserve de carburant	Wf res	0,0 kg	0,0 litres	0,0%	



		launch			climb	go	Loiter	return	recovery	
		Warm-	taxi	take-off	climb	cruise 1	loiter	cruise 2	descent	landing
Endurance Normale	h				0,13889	0,02	3,32111	0,02		
Mff		0,995	0,997	0,998	0,99822	0,99934	0,87986	0,99934	0,995	0,995
Masse au début de la phase	kg	22,5	22,4	22,3	22,3	22,2	22,2	19,5	19,5	19,4
Masse à la fin de la phase	kg	22,4	22,3	22,3	22,2	22,2	19,5	19,5	19,4	19,3
Masse de carburant nécessaire	kg	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	2,7	0,0	0,1	0,1
capacité de carburant nécessaire	l	0,2	0,1	0,1	0,1	0,0	3,8	0,0	0,1	0,1
Consommation moyenne	Kg/h				0,3	0,7	0,8	0,6		
taux de consommation		3,6%	2,1%	1,4%	1,3%	0,5%	84,6%	0,4%	3,1%	3,1%

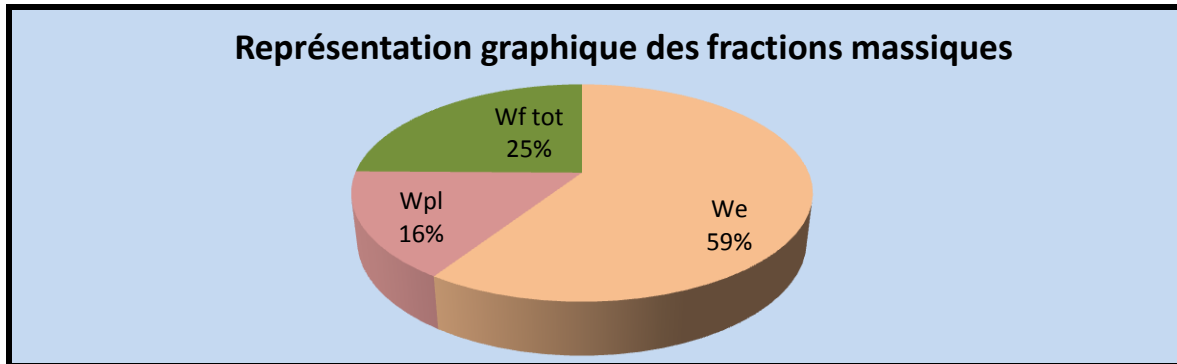
Endurance max	h				0,14	1,77	3,32	1,77		
Masse de carburant nécessaire	kg	0,11	0,07	0,04	0,04	1,3	2,7	1,1	0,10	0,10
capacité de carburant nécessaire	l	0,16	0,10	0,06	0,06	1,9	3,8	1,6	0,14	0,14
Distance parcourue	l				23	354	669	354		

Capacité de carburant consommé / mission (litre)



7-2 version longue endurance

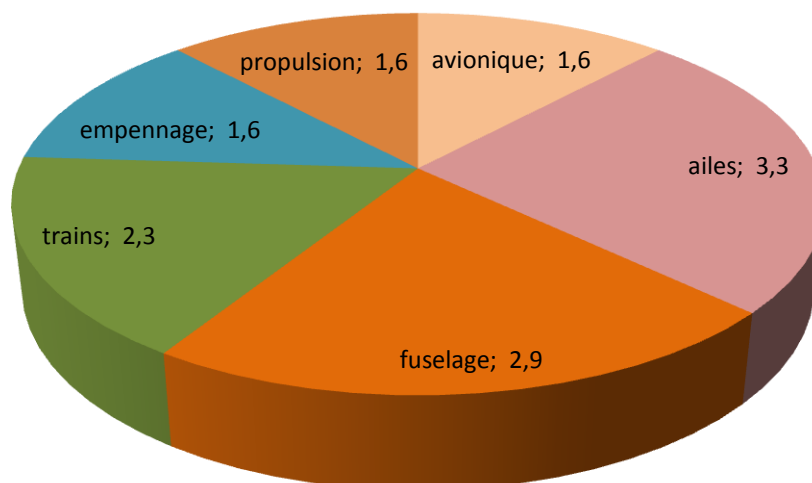
		masse	capacités	fraction	
totale	Wto	22,5 kg			
à vide	We	13,3 kg		59,3%	
la charge utile	Wpl	3,6 kg		15,9%	
carburant et huile empiégés dans les canalis	Wtfo	0,0 kg		0,0%	
carburant total	Wf tot	5,6 kg	8,0 litres		24,8%
carburant à utiliser	Wf used	5,6 kg	8,0 litres	100,0%	
réserve de carburant	Wf res	0,0 kg	0,0 litres	0,0%	



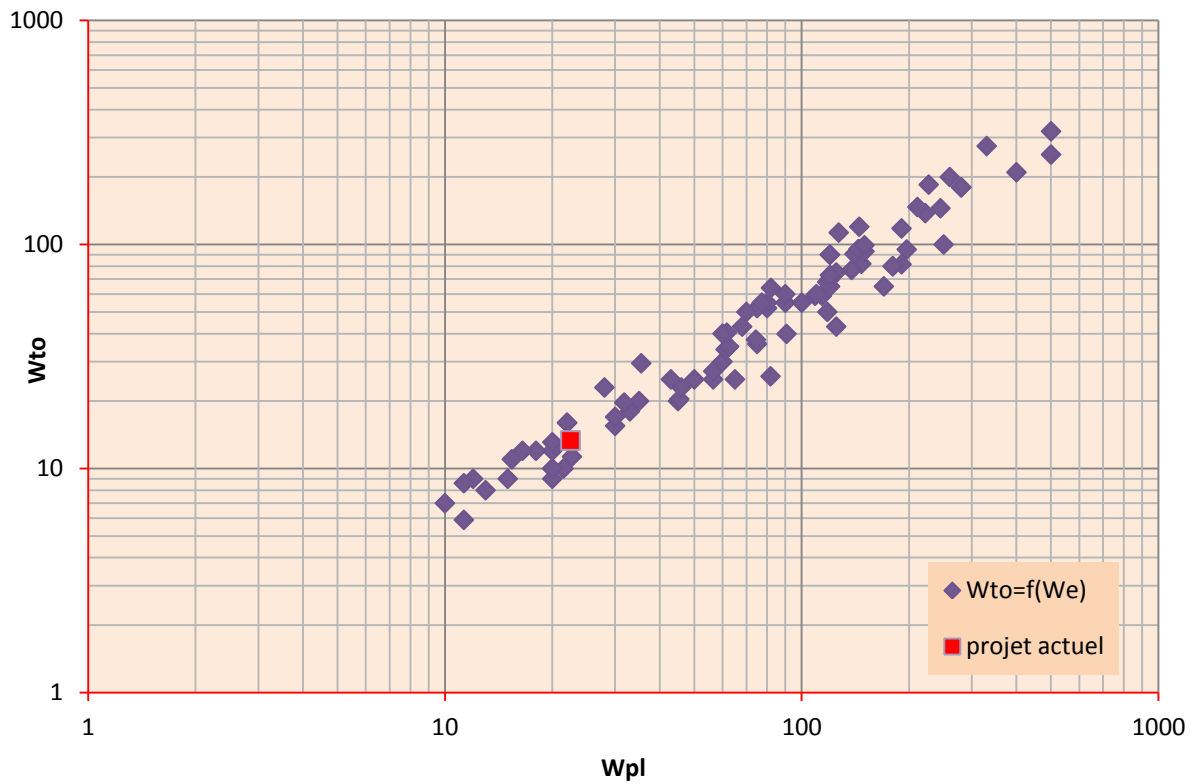
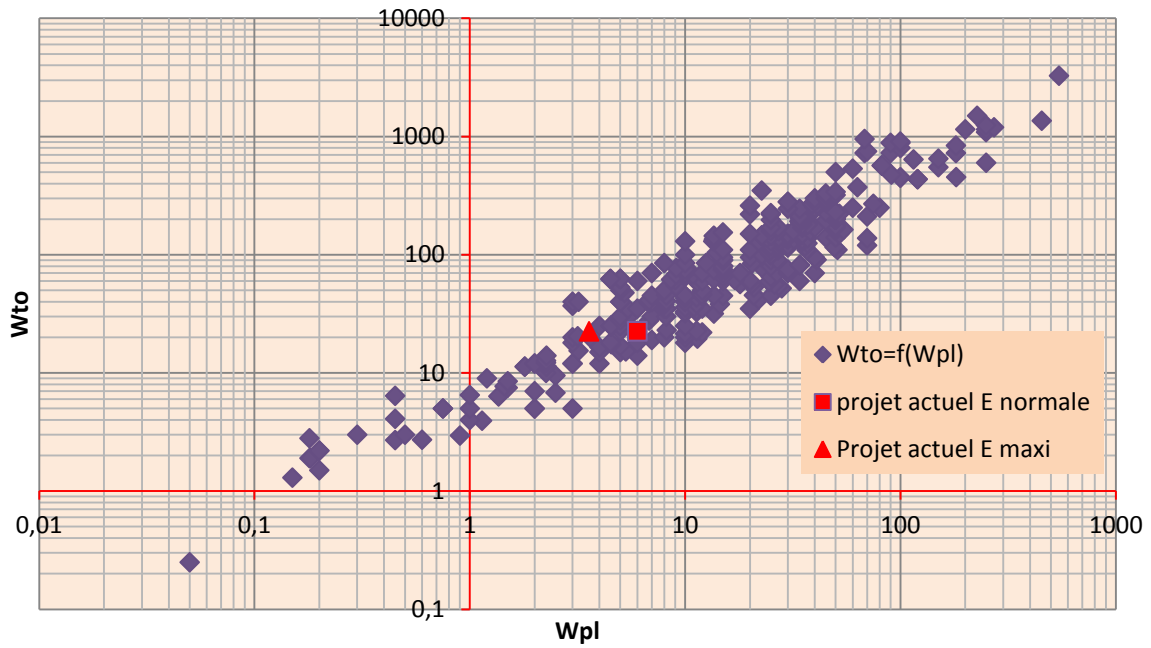
7-3 detail de la masse a vide

avionique	12,0%	1,6	kg
ailes	25,0%	3,3	kg
fuselage	22,0%	2,9	kg
trains	17,0%	2,3	kg
empennage	12,0%	1,6	kg
propulsion	12,0%	1,6	kg

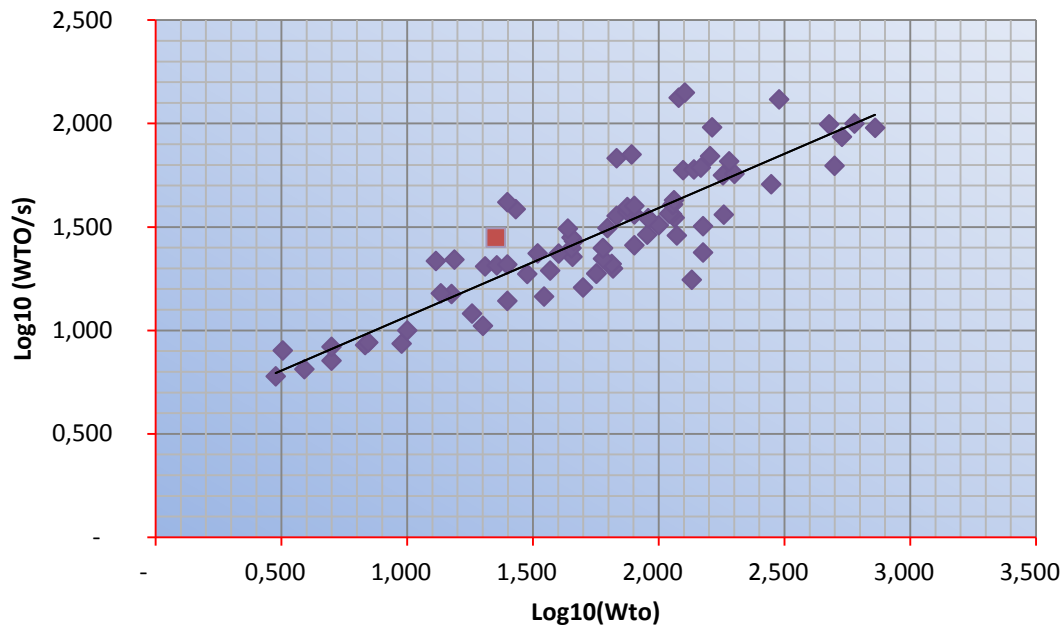
détail de la masse à vide



comparaison des résultats du projet actuel



8-Estimation empirique de la Charge alaire



Nbr de points	79 points
pour Wto=	22,49 kg
A=	
B=	
W/S guesse à 1g=	17,87 kg/m ²
S guesse=	1,26 m ²

S Décidée	0,80 m ²
S Décidée	8,61 ft ²
W/S liée	28,11 kg/m ³

Cz to/Cz cr	140%
Cz l/Cz cr	160%

	décollage	croisière	atterrissage	décrochage sans volets	décrochage avec volets
W	22,3	20,9	19,3	22,3	22,3
CL nécessaire		0,226			
CL max	1,7	1,2	1,9	1,2	1,9
V (km/h)	84,5	200,0	84,5	69,4	54,9
V (m/s)	23,5	55,6	23,5	19,3	15,2
rho (kg/m ³)	1,17	0,74	1,17	1,23	1,23
W/S à 1g	27,8	26,1	24,2	27,8	27,8
W/S (kg/m ²)	55,0	138,7	62,9	27,8	27,8
W/S (lb/ft ²)	11,3	28,4	12,9	5,7	5,7
g max	2,0	5,3	2,6		

rapport CL/Cl	0,85
Cl (profil) nécessaire	0,27

9-Polaire à basse vitesse

9-1 calcul de la traînée a portance nulle

Estimation empirique de surface mouillée	c	d	pour Wto	Swet (m ²)
simulation à un avion hombuilt	1,2362	0,4319	22,49	8,64
simulation à un monomoteur a hélice	1,0892	0,5147	22,49	8,51

surface mouillée	7,00	m ²
	75,35	ft ²
Etat de surface	8	
Cf	0,002	ft ²
a	-	2,699
b	1	
surface de parasite équivalente	0,151	
CD0	0,017	

9-2 équations de la polaire

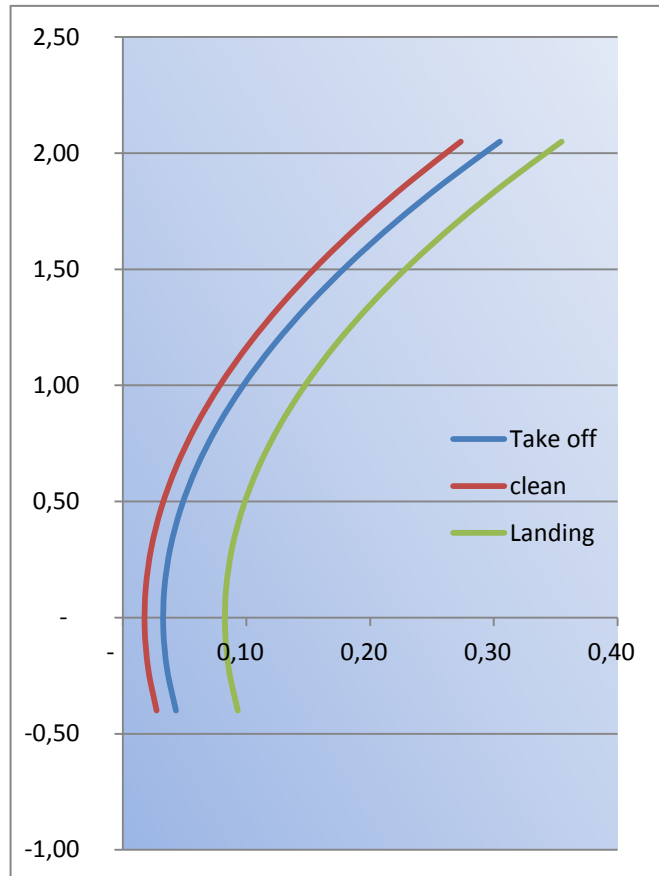
Corde	0,355	m
Envergure	2,25	m
Allongement	6,34	

	CD0	delta CD0	e	A
décollage	0,0175	0,015	0,78	6,34
croisière	0,0175	-	0,83	6,34
atterrissage	0,0175	0,065	0,78	6,34

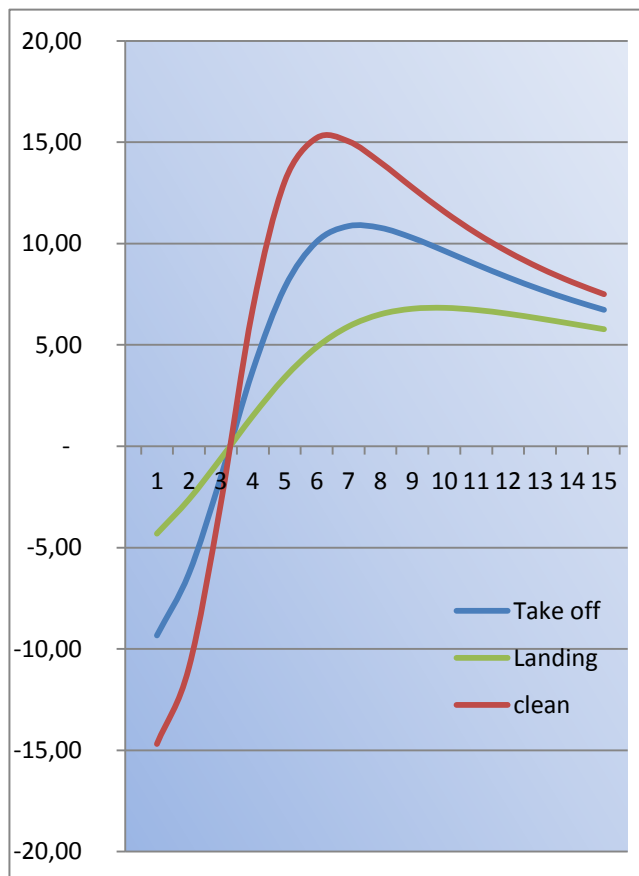
CD to (flap)=	0,032	+	0,0648	CL ²
CD clean=	0,017	+	0,0608	CL ²
CD L (flap)=	0,082	+	0,0648	CL ²

30/04/2014

	cl	cd	l/d
Take off	0,40	0,04	9,33
	0,23	0,04	6,29
	0,05	0,03	1,53
	0,13	0,03	3,73
	0,30	0,04	7,83
	0,48	0,05	10,08
	0,65	0,06	10,86
	0,83	0,08	10,77
	1,00	0,10	10,28
	1,18	0,12	9,64
	1,35	0,15	8,97
	1,53	0,18	8,33
	1,70	0,22	7,74
	1,88	0,26	7,21
2,05	0,30	6,73	



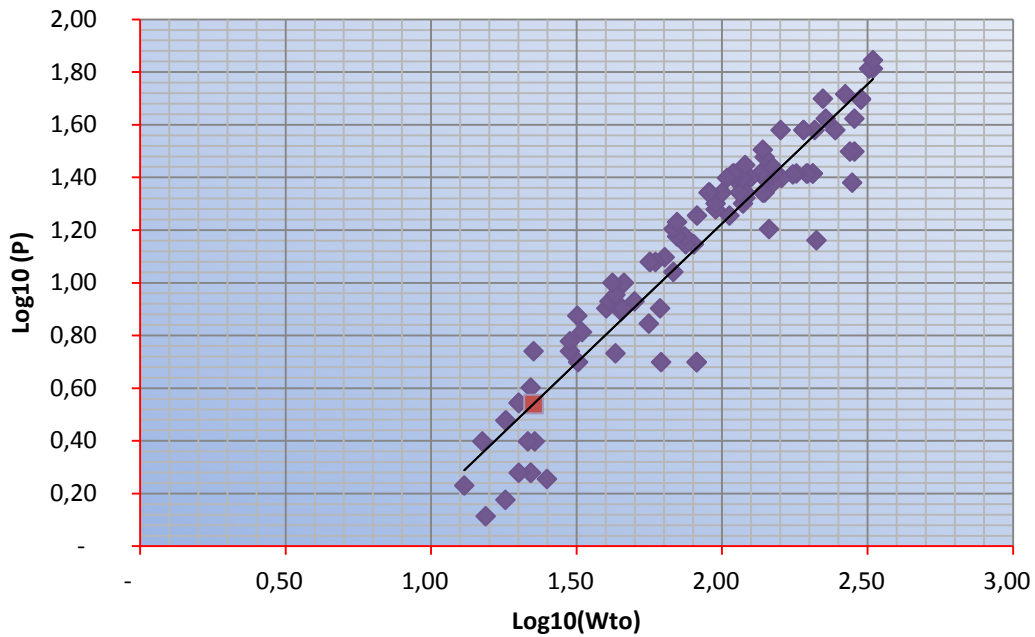
Clean	0,40	0,03	14,69
	0,23	0,02	10,93
	0,05	0,02	2,83
	0,13	0,02	6,78
	0,30	0,02	13,06
	0,48	0,03	15,21
	0,65	0,04	15,04
	0,83	0,06	14,00
	1,00	0,08	12,76
	1,18	0,10	11,58
	1,35	0,13	10,51
	1,53	0,16	9,59
	1,70	0,19	8,79
	1,88	0,23	8,10
2,05	0,27	7,50	



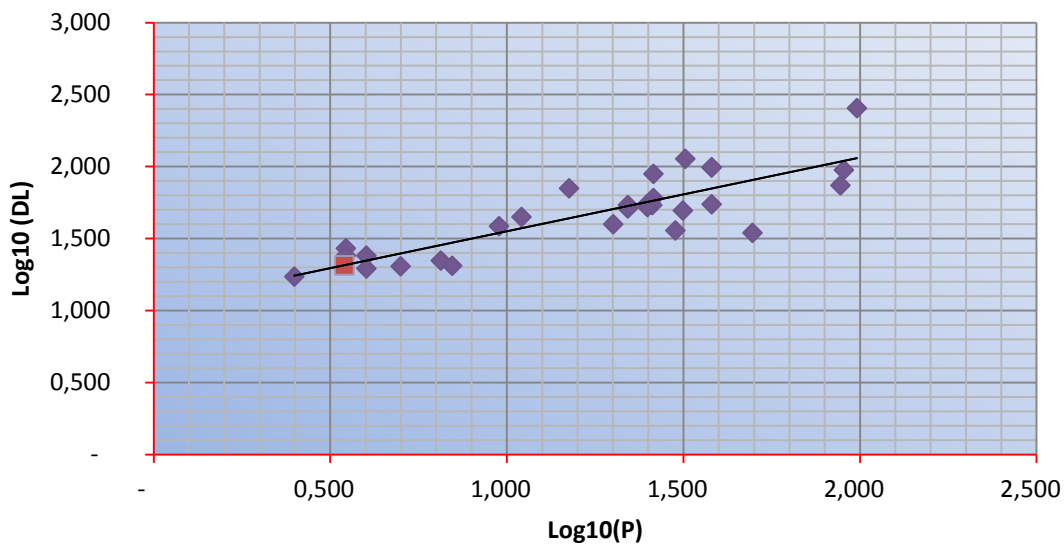
Landing	0,40	0,09	4,31
	0,23	0,09	2,62
	0,05	0,08	0,60
	0,13	0,08	1,50
	0,30	0,09	3,40
	0,48	0,10	4,89
	0,65	0,11	5,92
	0,83	0,13	6,52
	1,00	0,15	6,79
	1,18	0,17	6,83
	1,35	0,20	6,73
	1,53	0,23	6,54
	1,70	0,27	6,30
	1,88	0,31	6,04
2,05	0,35	5,78	

30/04/2014

10-Estimation graphique de la puissance au décollage et de chargement de disque



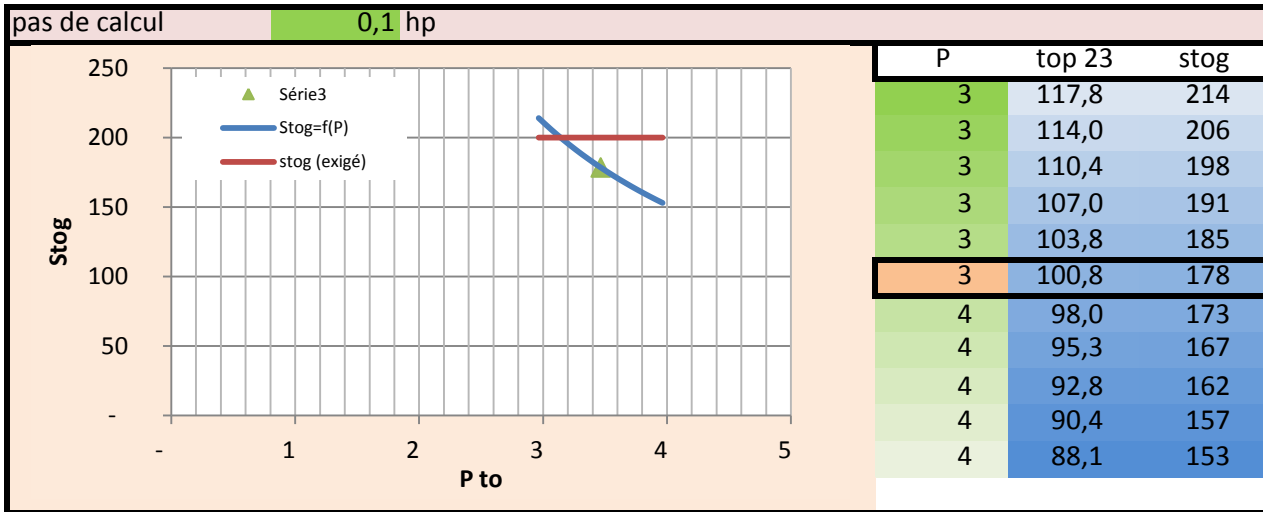
Nbr de points	107 points
pour Wto=	22,49 kg
A=	
B=	
P guesse=	3,46 hp



Nbr de points	32 points
pour P =	3,46 hp
A =	
B =	
DL lié =	20,60 hp/m ²
	1,91 hp/ft ²
Diamètre de l'hélice lié=	0,46 m
Diamètre de l'hélice lié=	18 inch

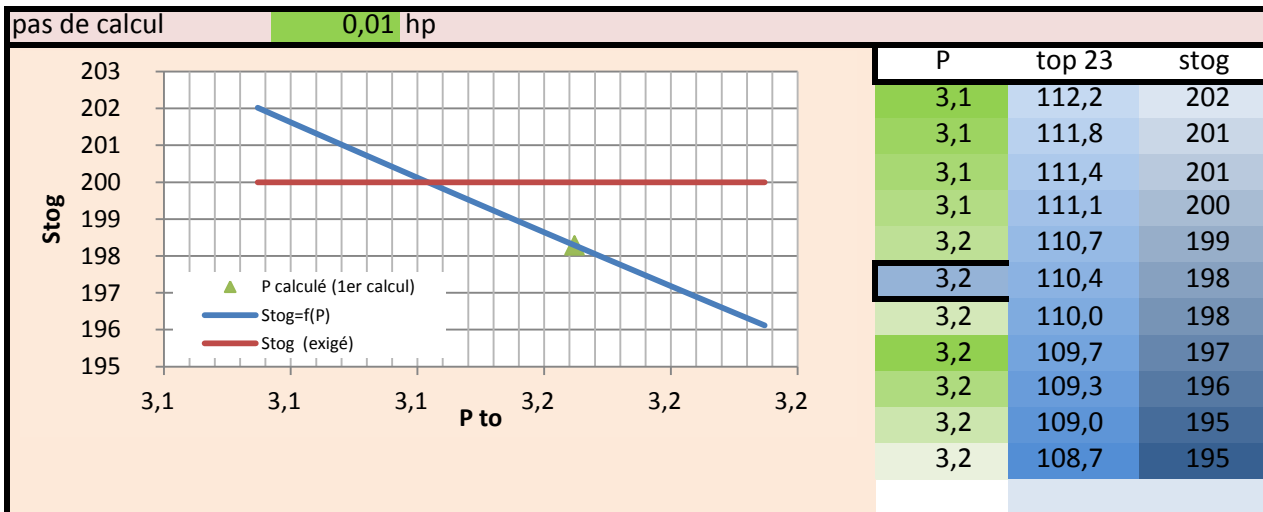
11-Calcul de puissances

11-1 exigences au décollage/dimensionnement selon FAR23



Premier calcul de la puissance au décollage

P to	3,16	hp
Stog	198,3	m
erreur	171,3	cm



P to	3,14	hp
Stog	199,8	m
erreur	23,8	cm

11-2 exigences au décollage /dimensionnement selon les conditions militaires

Paramètre de calcul

Stog	200,0	m
	656,2	ft
Altitude de la piste	490,0	m
rho	1,166	kg/m ³
	0,00226	slug/ft ³
σ=	0,95	
qualité de piste	-Goudron	
μG=	0,025	
Wto	22,5	kg
	49,6	lb
W/S	55,0	kg/m ²
	11,3	lb/ft ²
Clmax TO	1,68	
CD0	0,017	
Type de moteur	piston	
K1=	0,0376	
Nbr de moteur	1,0	
Nbr d'hélices/moteur	1,0	
pas de l'hélice	fixe	
lp=	4,6	
Chargement de disque	30,0	hp/m ²
Chargement de disque	2,8	hp/ft ²

résultats

Pto=	3,12	Hp
T to	8,09	kg
Prop ø	36	cm
	14	inch

Décisions

Pto	4,00	hp	2,98	KW
Prop ø	18,00	inch	45,72	cm
type de moteur	2 temps			
consommationn spécefique	0,8	lb/hp/hr		

caractéristique estimées

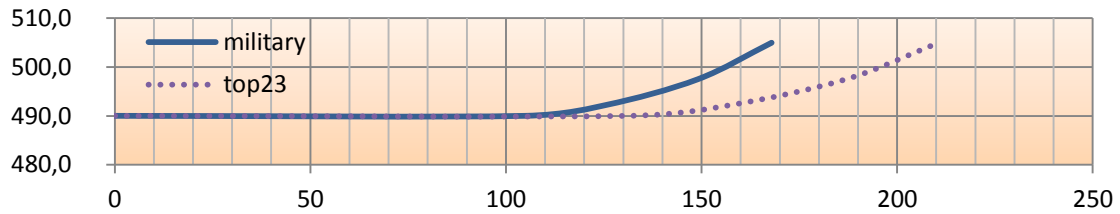
Cylindrée	39	cc
	1,03	kg

Chargement de disque	24,36	hp/m ²
	2,26	hp/ft ²

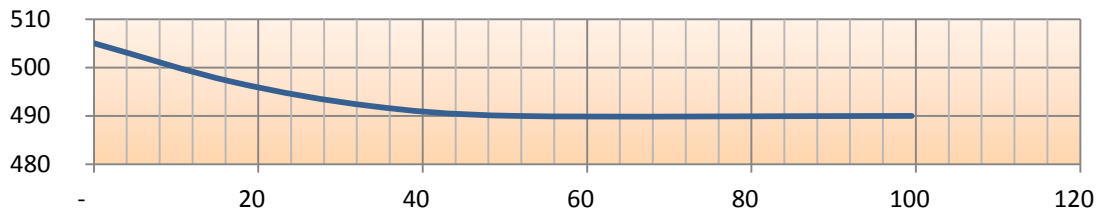
11-3 Dimensionnement de piste

top23	87,3	lb ² /ft ² /hp
Stog (top 23)	132	m
Sto (top 23)	211	m

Stog (military)	105	m
Sto (military)	168	m



Sl	51	m
Slg	99	m



11-4 puissances nécessaires pour chaque phase de vol

		climb	go	Loiter	return
		climb	cruise 1	loiter (mission)	cruise 2
Pente de vol	°	12,5	0,0		0,0
Vitesse de vol	V(km/h)	146,8	200,0	201,4	200,0
	V(m/s)	40,8	55,6	55,9	55,6
	V(ft/s)	133,8	182,3	183,6	182,3
Altitude de vol	H(m)	2490,0	5000,0	5000,0	5000,0
densité de l'air	ρ (kg/m ³)	0,9507	0,7350	0,7350	0,7350
	ρ (slug/ft ³)	0,00184	0,00143	0,00143	0,00143
rendement de l'hélice		0,80	0,80	0,80	0,80
S	m ²	0,80	0,80	0,80	0,80
	ft ²	8,61	8,61	8,61	8,61
Finesse estimée		10,00	10,00	8,66	10,00
Finesse calculé		8,11	10,96	10,96	10,96
CL		0,32	0,23	0,23	0,23
CD0		0,032	0,017	0,017	0,017
CDi		0,006	0,003	0,003	0,003
CD estimé		0,032	0,023	0,026	0,023
CD calculé		0,039	0,021	0,021	0,021
Trainée	D(lb)	5,54	4,20	4,26	4,20
	kg	2,51	1,91	1,93	1,91
P nécessaire	P (hp)	1,69	1,74	1,78	1,74
poussé nécessaire	T(kg)	2,51	1,91	1,93	1,91
perte de P / H	%	-21,0%	-38,3%	-38,3%	-38,3%
P max possible	P (hp)	3,16	2,47	2,47	2,47
Régime de vol	%	53,3%	70,5%	72,0%	70,5%
Altitude à P max	H(m)	7559	7378	7257	7378
Vitesse à P max	km/h	181,0	224,7	224,7	224,7
taux de consommation	kg/hr	0,612	0,632	0,645	0,632
masse de carburan dédiée à cha	Kg	0,0	0,0	2,7	0,0
endurance exacte Vrs: N	Hr	0,06	0,02	4,14	0,02
masse de carburan dédiée à cha	Kg	0,0	1,3	2,7	1,1
endurance exacte Vrs:LE	Hr	0,06	2,06	4,14	1,81

Vitesse max at S/L	km/h	222,6
--------------------	------	-------

Nombre de reynolds

		Take off	climb	cruise	loiter	low pass	Stall
Corde de ref	m	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4
Vitesse	km/h	84,5	146,8	200,0	201,4	222,6	69,4
Altitude de vol	m	490,0		5000,0	5000,0	0,0	0,0
densité de l'air	kg/m ³	1,2	1,0	0,7	0,7	1,2	1,2
viscosité dynamique	Pa.s	1,677E-05	1,677E-05	1,677E-05	1,677E-05	1,677E-05	1,677E-05
nombre de reynolds		5,80E+05	8,21E+05	8,65E+05	8,71E+05	1,60E+06	5,00E+05

Much number

Temperature	C°	12,0	-2,7	-17,4	-17,4	15,2	15,2
Temperature	R°	513,2	486,8	460,4	460,4	518,9	518,9
Vitesse du son	m/s	338,4	329,6	320,6	320,6	340,3	340,3
Mach		0,069	0,124	0,173	0,175	0,182	0,057

30/04/2014

12-Récapitulation de la conception préliminaire

Fiche technique préliminaire de l'avion (projet)				degré de réponse au cahier des charges	
Type et mission					
type mission		Cible volante		Version longue portée	
		-			
Masses:					
masse totale	Wto	kg	22,5		22,5
masse à vide	We	kg	13,3		13,3
masse de la charge utile	Wpl	kg	6,0	150,0%	3,6
masse de carburant et huile empiégés dans les canalisation	Wtfo	kg	-		-
masse de carburant total	Wf tot	kg	3,2		5,6
masse de carburant à utiliser	Wf used	kg	3,2		5,6
masse de réserve de carburant	Wf res	kg	-		-
Volumes:					
Volume de la charge utile adéquat	Vpl	dm ³	13,6		8,1
volumé de carburant total	Vf tot	litres	4,5		8,0
volumé de carburant à utiliser	Vf used	litres	4,5		8,0
volumé de réserve de carburant	Vf res	litres	-		-
Performances					
Vitesse de croisière	V cr	km/h	200,0	200,0%	200,0
Vitesse de croisière maximale	Vmax à Hmax	km/h	224,7	160,5%	224,7
Vitesse maximale au niveau de la mer	Vmax à S/L	km/h	222,6		222,6
Vitesse de décrochage avec volets	V stall	km/h	54,9	118,5%	54,9
Vitesse de décrochage sans volets	V stall	km/h	69,4		69,4
Altitude de la croisière	H cr	m	5 000		5 000
Altitude maximale (Pmax)	Hmax	m	7 378	147,6%	7 378
Endurance	E	h	4,24	121%	8,08
Portée propre de l'avion	R	km	849,0	121,3%	1 616
Portée de communication	R	km	4,0		4
taux de montée	R cl	m/min	600,0	150,0%	600,0
Propulsion					
type de moteur		piston		piston	
Nbr engine		1		1	
Nbr prop		1		1	
Puissance du moteur	P	hp	4,0		4,0
Diamètre de l'hélice	Dia Prop	inch	18,0		18,0
Régime de montée			70,5%		70,5%
Régime de croisière			72,0%		72,0%
Les pistes					
Distance parcourue sur piste au decollage	Stog	m	104,9	190,6%	104,9
Distance de decollage jusqu'au 15,24m (50 ft)	Sto	m	167,9		167,9
Distance parcourue sur piste à l'atterrissage	Slg	m	51,3		51,3
Distance de l'atterrissage de 15,24m (50 ft)	Sl	m	99,5		99,5
qualité de la piste			-Goudron		-Goudron
Hauteur de la piste envisagée		m	490,0		490,0

Les dimension				
Surface de référence	S w	m ²	0,8	0,8
envergure	B	m ²	2,3	2,3
longueur	l	m	1,41	1,41
corde moyenne géométrique	C _{mg}	m	0,36	0,36
allongement	A		6,34	6,34

paramètres aérodynamiques				
Coefficient de portance de profil (calage de croisière)	Cl profil		0,27	0,27
Coefficient de portance de l'avion à la croisière	CL clean		0,23	0,23
Coefficient de portance max de l'avion à la croisière	Cl _{max} clean		1,20	1,20
Coefficient de portance max de l'avion au décollage	CL _{max} TO		1,68	1,68
Coefficient de portance max de l'avion à l'atterrissage	CL _{max} L		1,92	1,92
Coefficient traînée à portance nulle	CD0		0,017	0,017
Finesse max à la croisière	L/D cr		10,96	10,96
nombre de Mach à la croisière	M cr		-	-
Température à la croisière	C°		- 17,350	- 17,350
Nombre de Reynolds à la croisière	Re cr		8,65E+05	8,65E+05

Rapports				
fraction massique de la charge utile	W _{pl} /W _{to}	kg/m ³	26,7%	15,9%
fraction massique de carburant	W _f /W _{to}	kg/m ²	14,0%	24,8%
Charge alaire	W/S	kg/m ²	28,1	28,1
chargement de puissance	P/W	kg/hp	5,6	5,6
chargement de disque	P/S prop	hp/m ²	24,4	24,4

Décisions liées				
rendement de l'hélice / montée			0,8	
rendement de l'hélice / croisière			0,8	
rendement de l'hélice / attente			0,8	
Finesse / monté			8,0	
Finesse / croisière			10,0	
Finesse / attente			8,7	
consommation spécifique		lb/hp/hr	0,365	
Cl _{max} au décollage/Cl _{max} croisière			140%	
Cl _{max} à l'atterrissage/Cl _{max} croisière			160%	

Annexe 01 : Conversion densité de l'air

source : Laminar aircraft design

Altitude		pression		densité	
ft	m	lb/ft ²	kg/m ²	slug/ft ³	kg/m ³
0	0	2116	10331,2	0,00238	1,225
1000	304,8	2041	9965,0	0,00231	1,188
2000	609,6	1960	9569,6	0,00224	1,153
5000	1524	1760	8593,1	0,00205	1,052
8000	2438,4	1271	6205,6	0,00187	0,959
10000	3048	1455	7103,9	0,00176	0,901
15000	4572	1194	5829,6	0,0015	0,769
20000	6096	972	4745,7	0,00127	0,653
30000	9144	628	3066,2	0,000889	0,456