

Avions à propulsion humaine



Cursus Master Ingénierie
Aéronautique Transports et
Énergétique (CMI-ATE)



Table des modifications

A1 à A11 : conception du cours.

B1 à B2 : rajout d'illustrations dans le chapitre « 6- La problématique de la montée ».

B3 et B10 : modifications mineures.

Glossaire

- Msp = masse spécifique [$\text{kg}_{\text{GMP}}/\text{kW}$] ;
- Psp = Puissance spécifique [$\text{kW}/\text{kg}_{\text{batteries}}$]
- Csp = consommation spécifique [$\text{kg}_{\text{batteries ou carburant}}/\text{kWh}$] ;
- Esp = énergie spécifique [$\text{kWh}/\text{kg}_{\text{batteries ou carburant}}$]
- Vsp = volume spécifique [$\text{m}^2_{\text{GMP+carburant}}/\text{kW}$], le volume spécifique n'est pas pris en compte pour un moteur électrique mais peut avoir un impact significatif sur la traînée aérodynamique (volume des batteries). Nous n'en tiendrons pas compte dans ce document ;
- GMP = groupe motopropulseur, le GMP comprend l'ensemble de la chaîne de propulsion ;
- h = altitude de croisière ;
- Dfr = distance franchissable réserves comprises ;
- Vcr = vitesse de croisière ;
- Vso ou Vmin = vitesse minimale de sustentation en configuration atterrissage ;
- Vz = vitesse ascensionnelle ;
- Cfe = coefficient équivalent plaque plane ;
- Cz max = coefficient de portance max ;
- SMnp = surface mouillées projetées non portantes ;
- Sraf = surface de recouvrement aile fuselage ;

- A = allongement ;
- e = coefficient d'Osswald ;
- Md = masse max au décollage ;
- Mv = masse à vide ;
- QM = qualité massique = Mv/Md ; QM dépend de la technologie de construction de l'avion ;
- Mm = masse groupe motopulseur ;
- QMpl = qualité massique planeur = $(Mv - Mm)/Md$;
- Rp = rendement de propulsion ;
- Ra = rendement aérodynamique de l'hélice ;
- Ri = rendement d'installation de l'hélice ;
- Rh = rendement d'hélice, $Rh = Rp.Ra$;
- Rhi = rendement hélice installée, $Rhi = Rh.Ri = Rp.Ra.Ri$;
- Pd = puissance disponible sur arbre moteur ;
- Pn = puissance nécessaire au vol ; $Pn = Pd.Rhi$.

Sommaire

- 1 Introduction
- 2 Puissance d'un cycliste
- 3 Données nécessaires
- 4 Détermination des puissances nécessaires et des V_z
- 5 La problématique de la montée
- 6 Conclusion

1 Introduction

Voici une étude de cas particulièrement intéressante, "[*l'Human Impulse*](#)". Il s'agit d'un aéronef à propulsion humaine. L'objectif de ce cours est de réaliser la rétro-conception de ce beau projet (l'avion a déjà réalisé des vols de quelques secondes).

https://fr.wikipedia.org/wiki/Propulsion_humaine

La première tentative a eu lieu en 1921 avec le Nieuport Aviette qui plane une vingtaine de mètres.

1960, le Sumpax réalise un vol de 600 mètres.

1970, l'Aviette d'Hurel réalise un vol de 700 mètres.

1979, le Gossamer Albatros travers la manche.

1988, le MIT et la Nasa créent le Daedelus qui vole 119 km en 3h55.

...

2 Puissance d'un cycliste

Quelles puissances un cycliste peut-il développer en continu ?

Différentes sources soulignent qu'un coureur du Tour de France a une capacité d'environ 400 W en continu pendant 30', lors de la montée d'un col par exemple. Au-delà, il y a suspicion de dopage. Cette puissance ne pouvant être réitérée plusieurs jours de suite. Quant à un cycliste "normal mais entraîné", la puissance max continu est de l'ordre de 200 W dans les mêmes conditions. Un cycliste normal même entraîné est donc très loin d'un pro du vélo.

3 Données nécessaires

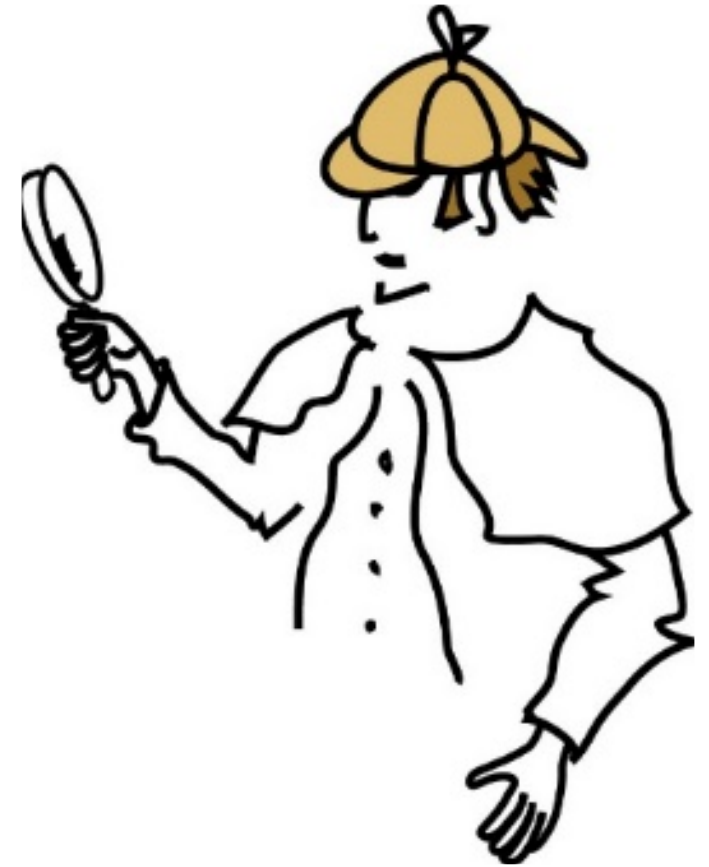
Le site Human Impulse présente largement le projet sans pour autant afficher les données qui nous intéressent. Il est facile de trouver les données suivantes :

- envergure = 26 m ;
- puissance du cycliste : le site annonce une puissance en croisière de 225 à 350 W ;
- masse à vide de la machine = 50 kg ;
- diamètre de l'hélice = 2,7 m ;
- vitesse de vol en croisière pendant quelques secondes = 25 km/h.

...et c'est à peu près tout.

Il est intéressant de noter que l'avion n'est pas piloté par le pilote (ce dernier est concentré à 200% pour sortir les Watts...) mais par télécommande par un pilote au sol.

Il nous faut donc déterminer les données manquantes explicitées pages suivantes.

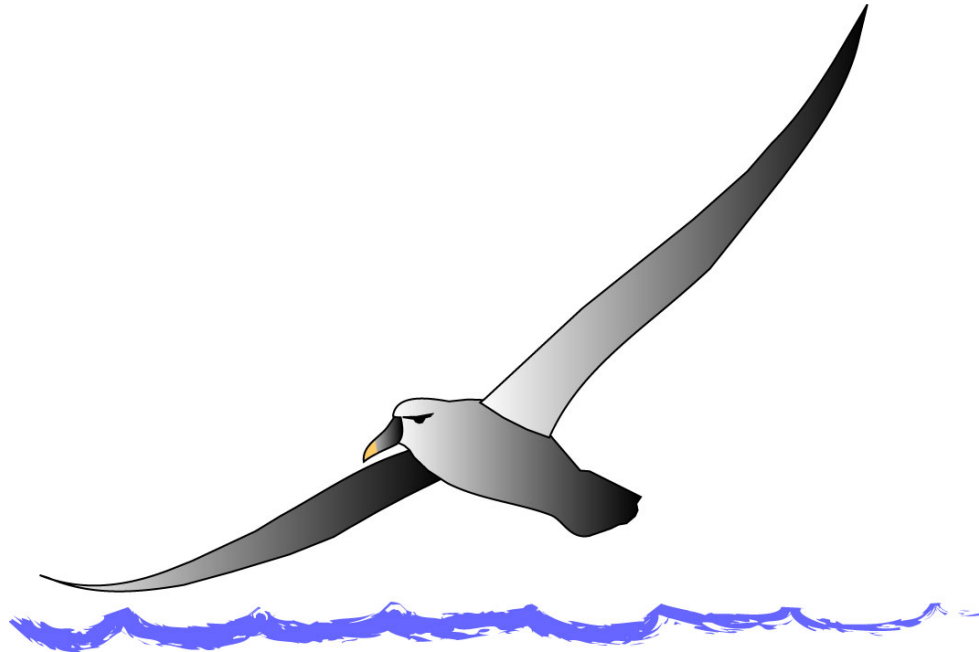


Données manquantes :

- allongement, corde et surface alaire ;
- coefficient d'Osswald (= rendement de la portance) ;
- régime hélice et rendement de propulsion ;
- profil de l'aile, coefficient de portance max ($C_{z_{max}}$) du profil ;
- vitesse minimale de sustentation (V_{so}) ;
- coefficient d'efficacité aérodynamique (C_x) ;
- masse et la puissance du cycliste ;
- qualité massique (QM) et qualité massique planeur (QMpl) ;
- impact de l'effet de sol.

Détermination des données manquantes :

- Allongement, corde et surface alaire. Ces données se déterminent par mesures sur la vue de dessus disponible sur le site de Human Impulse.
Corde = 1 mètre => surface alaire = 26 m² et allongement = 26 (donnée sans dimension). Ceci nous rappelle l'importance de l'allongement pour voler avec une puissance très réduite...



- **Coefficient d'Osswald (e)** (rendement de la portance) : cette donnée est difficile à déterminer compte-tenu du caractère extrême de la machine, il faut donc faire des hypothèses : nous prendrons $e = 0,75$ en première approche.
- **Régime hélice** : il est possible de déterminer le régime par analyse des vidéos disponibles sur le site.

- Rendement d'hélice (Rh) :

$Rh = R_p \cdot R_a$ cf. cours sur la propulsion.

Rh = rendement d'hélice ; R_p = rendement de propulsion ; R_a = rendement aérodynamique de l'hélice.

$D = 2,7 \text{ m}$; $V = 7,0 \text{ m/s}$; Régime $N = 3 \text{ tr/s}$ \Rightarrow

$J = V / N \cdot D = 7 / 3 \cdot 2,7 = 0,86$

$C_p = P / \rho \cdot N^3 \cdot D^5 = 300 / 1,225 \cdot 3^3 \cdot 2,7^5 = 0,063$

$D = 2,7 \text{ m}$; $V = 3 \text{ m/s}$; Régime $N = 3 \text{ tr/s}$ \Rightarrow

$J = V / N \cdot D = 3 / 3 \cdot 2,7 = 0,37$

$C_p = P / \rho \cdot N^3 \cdot D^5 = 300 / 1,225 \cdot 3^3 \cdot 2,7^5 = 0,063$

Le calcul nous donne :

- Rh à la vitesse de croisière de $7 \text{ m/s} = 84\%$ ce qui est excellent.

- Rh à vitesse réduite $3 \text{ m/s} = 55\%$.

Rendement d'hélice installée (Rhi) :

$$(3b) \quad Ri = 1 - \frac{\sum (SM.Cfe)_{\text{soufflé}}}{Ap}$$

$$\text{avec } Ap = \pi.(Dh/2)^2$$

$$\sum SM.Cfe_{\text{soufflé}} = SM_{\text{aile}}.Cfe_{\text{aile}} + SCxo_{\text{pilote}} =$$

$$2.\text{corde aile}.Dh.Cfe_{\text{aile}} + SCxo_{\text{pilote}} = 2.1.2,7.0,005 + 0,18 = 0,21 \text{ m}^2$$

$$Ri = 1 - 0,21/(3,14.(2,7/2)^2) = 0,96 \Rightarrow$$

$$Rhi = Rh.Ri = 0,84.0,96 = 0,81 \text{ soit } 81\%$$

- **Profil de l'aile** : aucunes données à ce sujet mais quelques photos donnent des indications tel que développé pages suivantes (cf. paragraphe Efficacité aérodynamique).

- **Coefficient de portance max ($C_{z_{max}}$) du profil et vitesse minimale de sustentation (V_{so}) :**

Le site précise que le profil a été modifié. L'objectif étant d'obtenir un $C_{z_{max}}$ suffisant pour décoller et voler. Il est possible de déterminer le $C_{z_{max}}$ par hypothèse sur la vitesse minimale de sustentation (V_{so}) et avec l'équation (1) ci-dessous :

$$(1) \text{ Portance} = Mg = \frac{1}{2} \rho \cdot v_{\text{mini}}^2 \cdot S C_{z_{\text{max}}} \Leftrightarrow$$

$Cz_{\max} = Mg / (\frac{1}{2} \rho \cdot V_{\min}^2 \cdot S) = 1,96$ avec pour hypothèse une V_{so} de 6 m/s soit 21,6 km/h. Cette vitesse nous laisse peu de marge par rapport à la vitesse de vol (25 km/h) mais un tel Cz_{\max} est inaccessible pour un profil classique en lisse (= sans dispositifs hypersustentateurs).

Nous comprenons pourquoi l'équipe Human Impulse n'a pas eu d'autre choix que de modifier le profil et certainement l'avion profite aussi de l'effet de sol tel que développé plus loin. Cette modification de profil pouvant se comparer à un profil avec dispositif hypersustentateur en configuration décollage.

- Efficacité aérodynamique :

Il s'agit de déterminer par calcul le Cx_0 ou le coefficient équivalent plaque plane (C_{fe}). La question étant de savoir si l'avion exploite au maximum la laminarité. Cette dernière s'avère largement accessible compte-tenu du très faible nombre de Reynolds de la machine. Nous voyons sur la photo ci-contre que le profil est probablement compatible avec une laminarité étendue (maître couple du profil très reculé). Par ailleurs, le calcul montre que sans laminarité les vols nécessiteraient une puissance supérieure à 300 W.



- Détermination du C_{fe} ou C_{xo} , ce sujet fait l'objet d'un autre cours dont les résultats sont exploités ci-après :

Nous obtenons un C_{fe} de 0,0056 avec le cycliste non caréné ($SMT.C_{fe} = SC_{xo} = 0,33$ avec $SMT = 59 \text{ m}^2$). A 25 km/h, traînées parasite et induite représentent respectivement 27 et 73% (cf. tableur chapitre suivant) de la traînée totale.

Cycliste caréné, le C_{fe} passe de 0,0056 à 0,0047 ce qui réduit la traînée parasite mais augmente la traînée induite par la portance en prenant en compte la masse du carénage. Nous faisons l'hypothèse que la masse du carénage représente 3 kg.

Dans ce contexte, la puissance du cycliste pour un vol en palier passe de 315 W cycliste non caréné à 309 W cycliste caréné, soit une diminution de la puissance de moins de 2%, ce qui n'est pas significatif. Ces puissances sont déterminées chapitre suivant.

- Masse et puissance du cycliste :

Nous pouvons imaginer que l'équipe a trouvé un quasi champion très léger, capable de produire plus de 315 W, tel que nous allons le voir plus loin, pendant au moins une minute et plus pour assurer la montée tel que développé dans le chapitre dédié. Nous prendrons pour hypothèse une masse de 65 kg pour notre « super cycliste ».

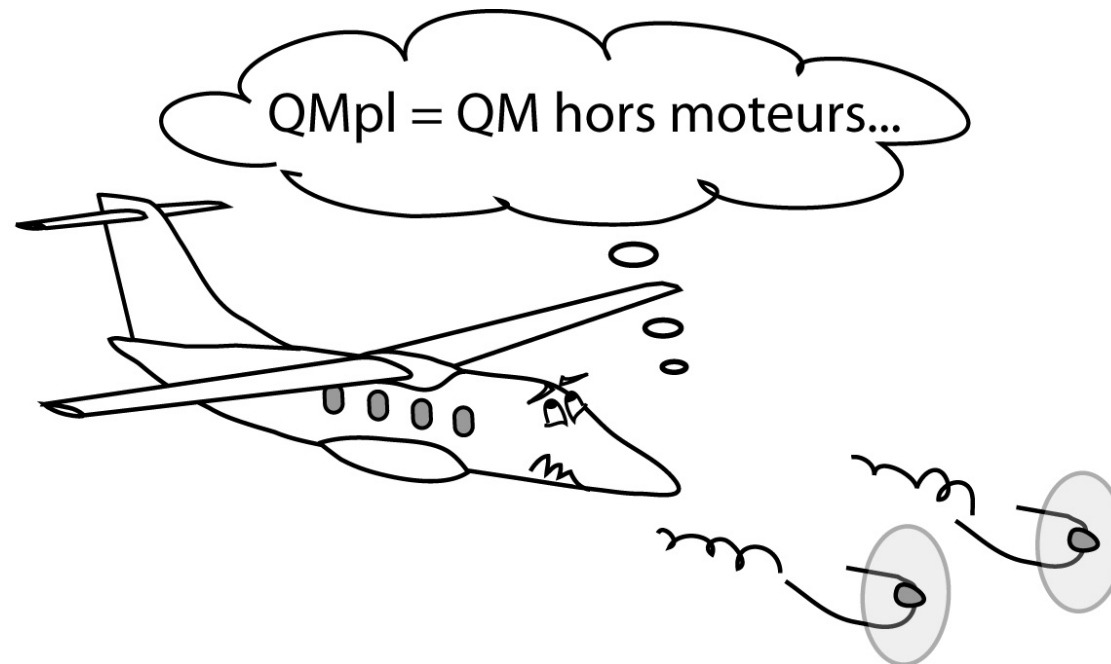
- **Qualité massique (QM) et qualité massique planeur (QMpl) :**

QM cycliste non caréné = $Mv/Md = 50 \text{ kg} / (50 + 65 \text{ kg}) = 0,435$

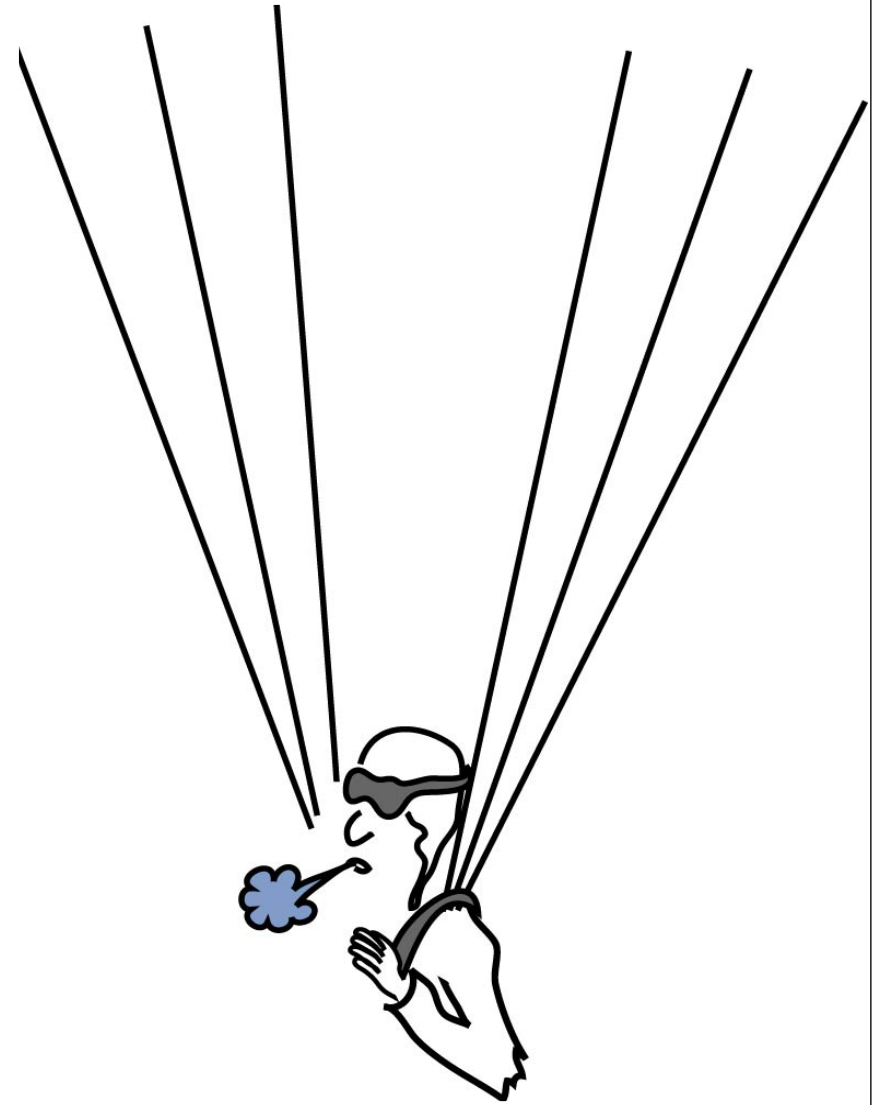
QM cycliste caréné = $Mv/Md = 53 \text{ kg} / (53 + 65 \text{ kg}) = 0,449$

N'ayant pas de moteur mais une simple transmission à chaîne, nous pouvons définir la qualité massique planeur comme suit :

QMpl = QM



A noter que la qualité massique est particulièrement basse pour un aéronef d'allongement égal à 26. Ceci ayant un impact significatif sur la résistance de la cellule, sous-entendu l'aéronef ne répond certainement pas aux exigences des réglementations aéronautiques, notamment la résistance au facteur de charge de $4g \cdot 1,5$ (coefficient de sécurité) = $6g$.



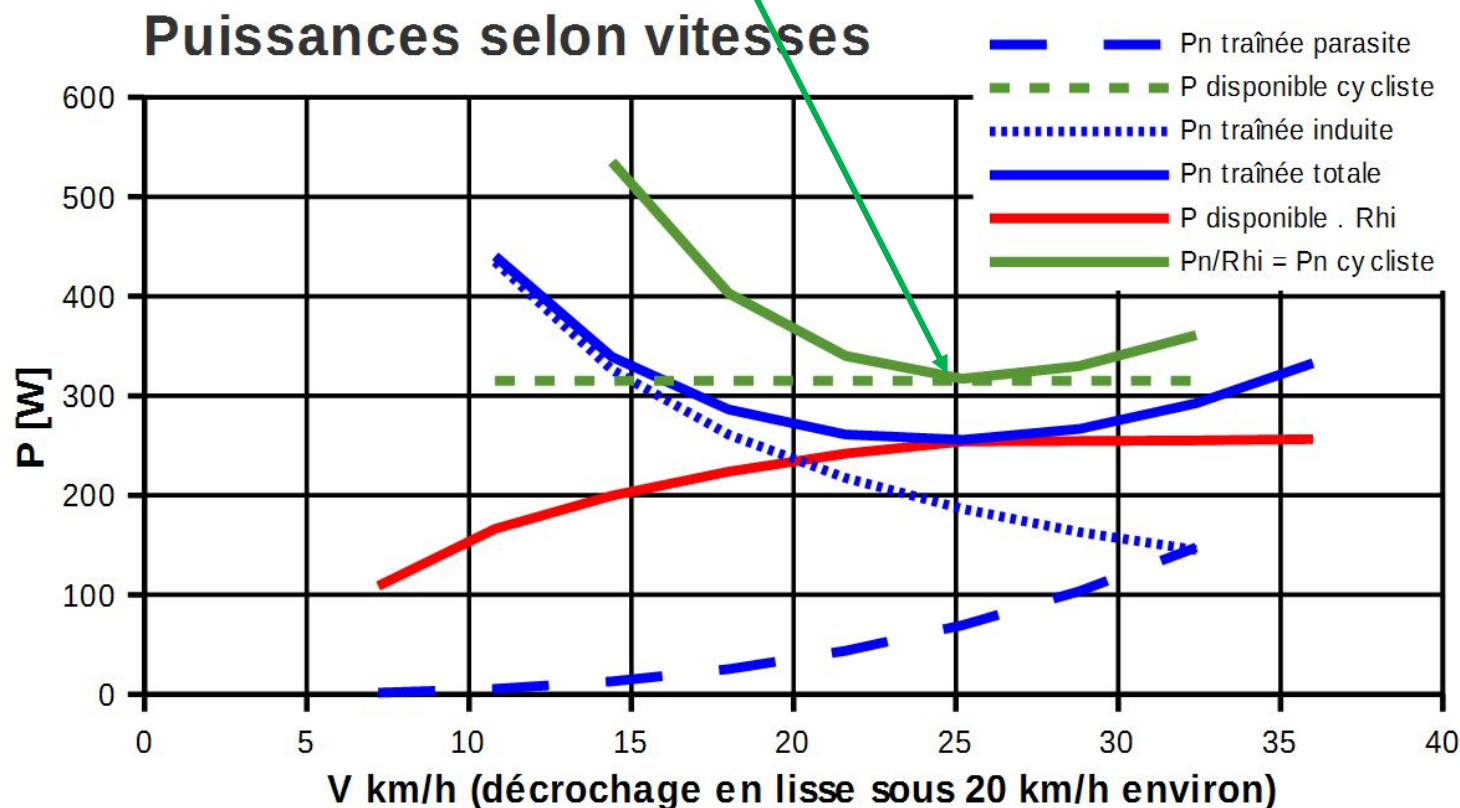
- Impact de l'effet de sol :

La faible hauteur de vol souligne le très probable apport de l'effet de sol. C'est à dire que l'effet de sol joue certainement un rôle pour obtenir le Cz_{\max} requis. Nous pouvons considérer que l'effet de sol est significatif pour une hauteur égale à environ une demi envergure, soit 13 m, et reste présent dans une moindre mesure jusqu'à une hauteur égale à une envergure, soit 26 m. Toutefois, l'avion ne peut pas aller aussi haut pour des questions de puissance, tel que nous allons le voir plus loin, et de sécurité du pilote cycliste.

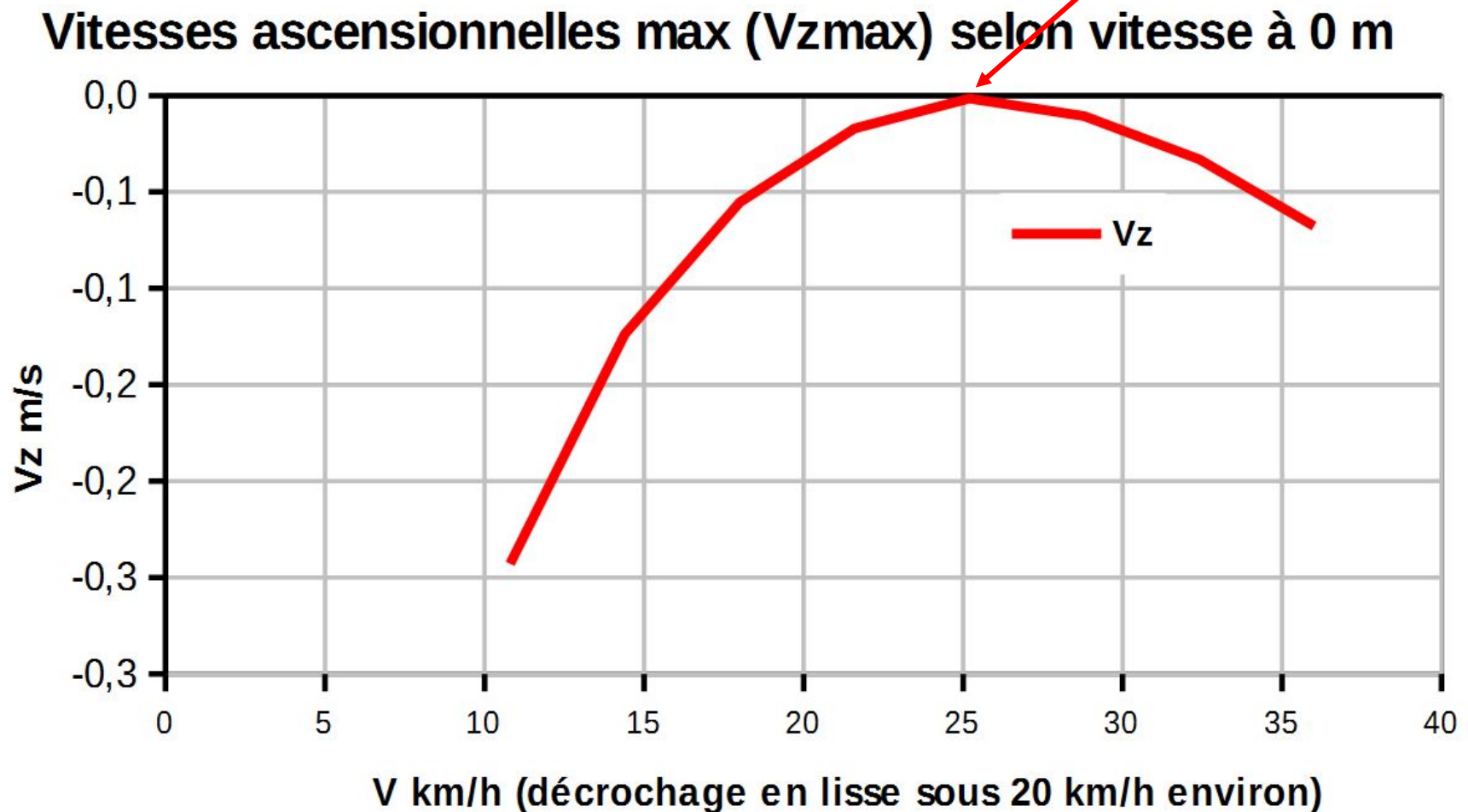
A noter que les Russes ont largement expérimenté les aéronefs à effet de sol : <https://fr.wikipedia.org/wiki/Ekranoplan>.

4 Détermination des puissances nécessaires et des V_z

Sur la base de ces données et hypothèses, certes favorables, tel qu'énoncé chapitre précédent, nous arrivons à une « puissance minimale cycliste nécessaire pour voler » de 315W à 25 km/h. Le vol en palier est donc possible.



315 W nécessaires pour 315 W disponibles explique que la $V_{Z_{max}} = 0$ en palier et à la condition de voler à 25 km/h. Toute autre vitesse interdit le vol en palier.



A 25 km/h, la répartition entre la traînée parasite et la traînée induite par la portance représente respectivement :

$$P_{xo} / (P_{xo} + P_{xi}) = 68 / (68 + 187) = 0,267 \text{ soit } 27\%$$

$$P_{xi} / (P_{xo} + P_{xi}) = 187 / (68 + 187) = 0,733 \text{ soit } 73\%$$

Ceci avec $P_{installée} = (P_{xo} + P_{xi}) / R_{hi} = (68 + 187) / 0,81 = 315 \text{ W}$.

Nous notons que la traînée parasite représente le quart de la traînée totale. Ceci souligne l'impact secondaire de la précision de SC_{xo} ou SMT . Cfe déterminé par calcul (cf. cours dédié).

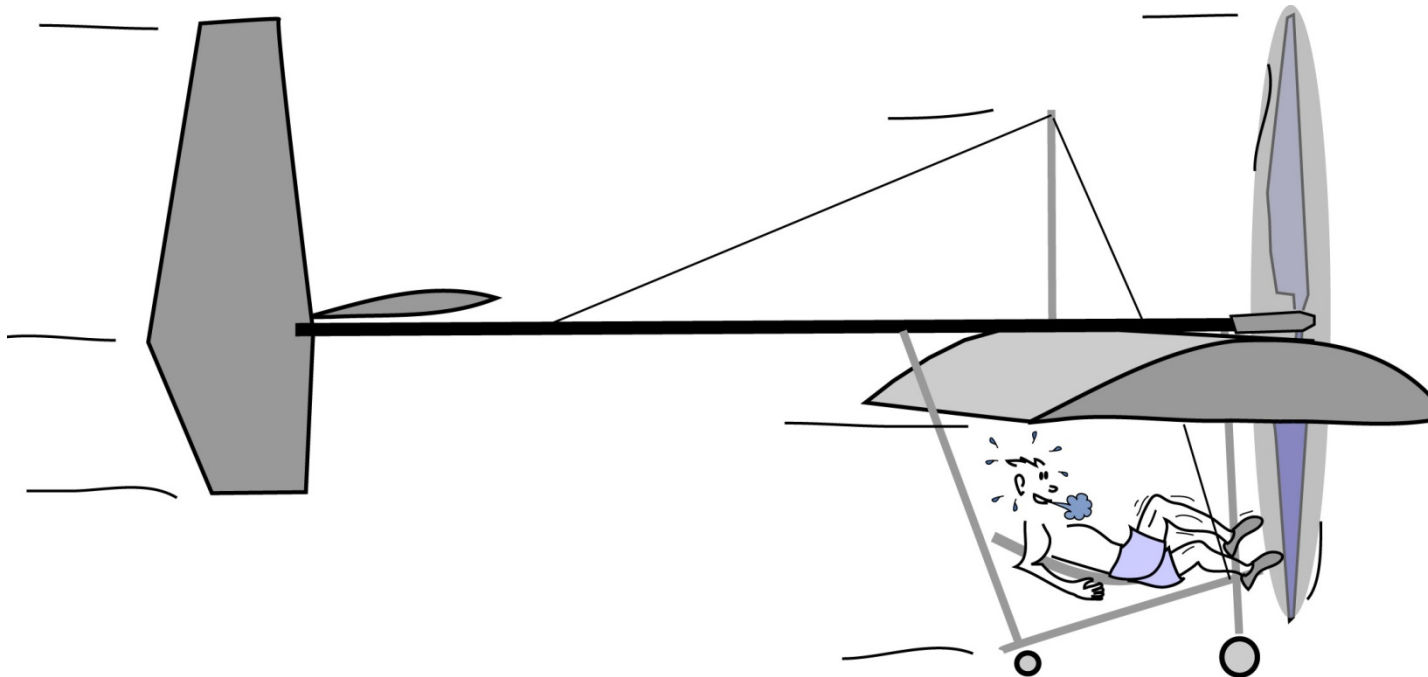
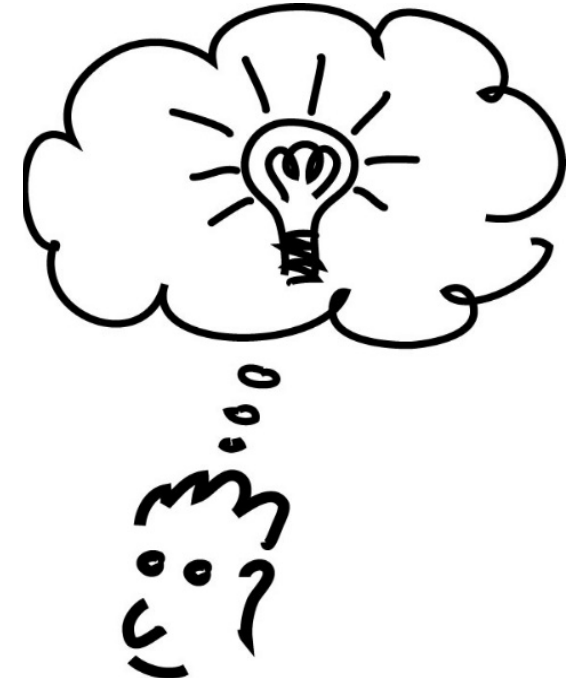
Cycliste caréné nous obtenons :

HKW-aero prédim modèle 1b_K7_velo_A7										Données d'entrée (cf. cours pré dimensionnement aéro)									
avion vélo cycliste caréné										Valeurs avion calculé									
0,449	QMpl		0,00470	Cfe	Qmpl = (Mv-Mm)/Md =					0,449	Valeurs avion référence								
0,435	(Qualité massique planeur,	6	Vmin [m/s]							Delta valeurs calculées / valeurs avion référence									
3,2%	Cf. avion de référence)	1,96	Cz max volets sortis (Czv)	calcul Cz selon Md et Vmini															
		1,4	SM non portantes (SMnp) = SMT-2[<i>Sa-Sraf+Se</i>] [m²]							Processus :									
		0,00	Surface recouvrement aile fuselage (Sraf) [m²]							avec l'avion de référence,									
0	Hauteur croisière (Z) [km]	1	nb moteurs							faire varier QMpl jusqu'à obtenir QM calculée = QM avion réf									
0	Dist. franchis. (Dfr) [km]*	26	Allongement (A)	charge alaie	4,41	kg/m²						QMpl obtenu sera une constante prise en compte							
6,94	V crois (Vcr) [m/s]	25	0,75	coefficient d'OSSWALD (e)	4,41	avion réf						pour les autres motorisations.							
65	Masse utile (Mu	25	0,81	Rhi	-0,1%														
	ou Payload). Il s'agit de	0,0%			37,89	finesse													
	Mu à autonomie max correspondante				34,70	avion référence	Surface alaie (Sa)												
					9,2%		Surface empennages (Se)												
							Surface mouillée totale (SMT)												
	Rho à l'altitude de croisière (Z)	V	Temps de vol (TdV)						Puissance utile pour vaincre la traînée parasite en cr (Pxo)										
V	Taux de charge moteur à l'altitude de croisière	Masse de carburant (Mç)					Puissance utile pour vaincre la TIPP (Pxi)												
V	V	Masse spécifique (Msp)	V	V	Masse emportée (Me)					Puissance disponible sur arbre (Pd)									
V	V	V	Consommation spécifique (Csp)					Masse max au décollage (Md)					Puissance installée (Pinst)						
[kg/m3]	/	[kg/kW]	[kg/kW.h]	[kg]	[h]	[kg]	/	[kg]	[kg]	[m²]	[m²]	[m²]	[kW]	[kW]	1000	1000	< P initiales		
1,225	1,00	0,000	0,000	0	0,0	0		65	118	26,8	2,9	60,7	0,06	0,19	0,31	0,31	deltas		
1,225	1,00	0,000	0,000	0	0,0	0	conso	65	118	26,8	2,9	60,7	0,06	0,19	0,31	0,31	0,0		
1,225	1,00	0,000	0,000	0	0,0	0	au cent	65	118	26,8	2,9	60,7	0,06	0,19	0,31	0,31	0,0		
1,225	1,00	0,000	0,000	0	0,0	0		65	118	26,8	2,9	60,7	0,06	0,19	0,31	0,31	0,0		
1,225	1,00	0,000	0,000	0	0,0	0		65	118	26,8	2,9	60,7	0,06	0,19	0,31	0,31	0,0		
1,225	1,00	0,000	0,000	0	0,0	0		65	118	26,8	2,9	60,7	0,06	0,19	0,31	0,31	0,0		
1,225	1,00	0,000	0,000	0	0,0	0		65	118	26,8	2,9	60,7	0,06	0,19	0,31	0,31	0,0		
1,225	1,00	0,000	0,000	0	0,0	0		65	118	26,8	2,9	60,7	0,06	0,19	0,31	0,31	0,0		
1,225	1,00	0,000	0,000	0,00	0,0	0,00		65	117,97	26,78	2,89	60,74	0,059	0,192	0,309	0,309	0,000		
	valeurs avion référence							0,0	115,04	26,11	2,82	59,3					0,315		
	delta valeurs calculées / avion réf		#DIV/0 !	#DIV/0 !					2,5%	2,6%	2,6%	2,5%					-1,8%		
	avion vélo cycliste caréné								Mv = Md - Me =	53			QMcalculée = Mv / Md =	0,449			0,42	cy	
										50			valeur avion référence	0,435			381,49	kg/kW	
										5,9%				3,2%			365,09		
													répartition Pxo / Pxi =	23,4 %	76,6 %		4,5%		
													valeur avion référence	26,7 %	73,3 %				
														-12,4%	4,5%				

Nous constatons que l'impact du carénage n'est pas significatif.

5 La problématique de la montée

Nous avons vu que 315 W permettent de réaliser un vol palier. Mais il reste à monter à une hauteur de quelques mètres ce qui nécessite d'imaginer différents scénarios.

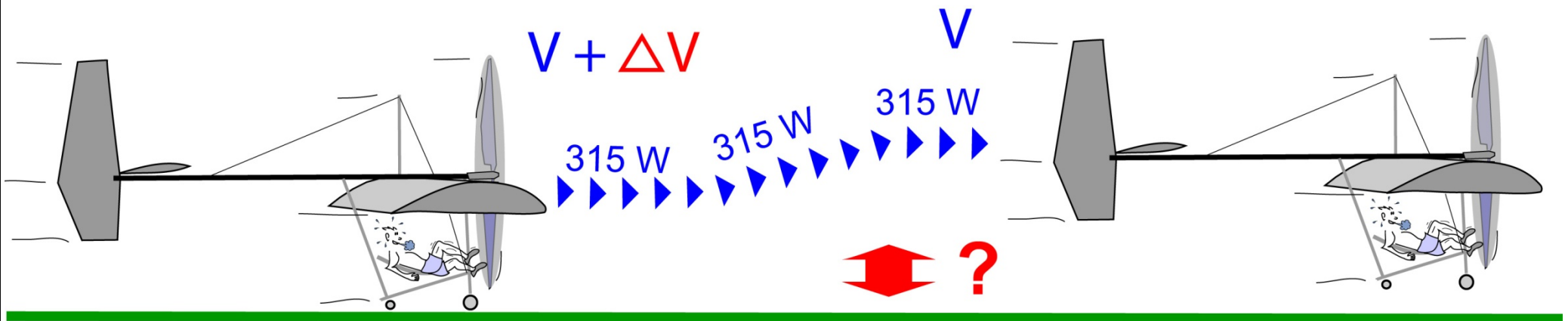




Scenario 1 :

Lors du roulage de l'avion avant le décollage, la traînée induite par la portance est remplacée par la traînée de roulement. Cette dernière est inférieure à la traînée induite tel que présenté page suivante. Ceci permet à l'avion de dépasser 25 km/h donc lui permet d'emmagasiner de l'énergie cinétique (E_c) qu'il peut transformer en énergie potentielle (E_p) afin de grimper.

Transformer E_c en E_p



Hypothèses simplificatrices :

V horizontale au début de la montée = 25 km/h + ΔV avec $\Delta V = f(t)$

V nécessaire en vol palier (315 W) augmente avec ΔV mais nous ferons l'hypothèse simplificatrice suivante :

P nécessaire au vol en palier est une constante quelle que soit la vitesse ($V+\Delta V$).

Vitesse au sol que peut atteindre l'avion avec 315 W :

Dans notre équation de la puissance nécessaire au vol :

(2) $P = [1/2 \cdot \rho \cdot V^3 \cdot (SC_{xo} + SC_{xi})] / R_{hi}$, le terme SC_{xi} devient nul puisque la portance est nulle avion en roulage. Mais un autre terme apparaît, la traînée de roulement. Nous pouvons alors transformer l'équation (3) comme suit (C_r = coefficient de traînée de roulement) :

(3) $P = [1/2 \cdot \rho \cdot V^3 \cdot SC_{xo} + C_r \cdot Mg \cdot V] / R_{hi}$

Cf. équation page 11 du document

http://hkw-aero.fr/pdf/energie_utilite_voiture.pdf

L'équation (4) ci-dessous nous permet de déterminer la puissance nécessaire pour atteindre 25 km/h au sol :

$$(4) P = [\frac{1}{2}.Rho.V^3.SCxo + Cr.Mg.V] / Rhi =$$

$$[\frac{1}{2} 1,225.(25/3,6)^3.0,33+ 0,012.115.9,81.(25/3,6)] /$$

$$0,81 \Leftrightarrow$$

$P = [67,7 + 94,0] / 0,84 = 200 \text{ W}$ (cf. tableau ci-contre). 200 W est une valeur cohérente avec la puissance d'un cycliste roulant à 25 km/h si nous enlevons la traînée parasite d'une l'aile.

Reste à déterminer V avec 315 W :

Selon le tableau ci-contre, nous obtenons environ 9 m/s soit un ΔV de 2 m/s.

			P avion au roulage [W]		
km/h	m/s	Rhi	Pn Scxo / Rhi	Pn Crt / Rhi	P tot
0,0	0,0				
1,8	0,5				
3,6	1,0	0,346	1	39	40
5,4	1,5	0,528	1	38	40
7,2	2,0	0,634	3	43	45
9,0	2,5	0,710	4	48	52
10,8	3,0	0,768	7	53	60
12,6	3,5	0,806	11	59	69
14,4	4,0	0,808	16	67	83
16,2	4,5	0,810	23	75	98
18,0	5,0	0,814	31	83	114
19,8	5,5	0,815	41	91	132
21,6	6,0	0,815	54	99	153
23,4	6,5	0,816	68	108	176
25,2	7,0	0,816	85	116	201
27,0	7,5	0,816	104	124	229
28,8	8,0	0,816	127	132	259
30,6	8,5	0,816	152	141	293
32,4	9,0	0,816	180	149	329
34,2	9,5	0,816	212	157	369
36,0	10,0	0,816	248	165	413
37,8	10,5	0,816	287	174	460
39,6	11,0	0,816	329	182	511

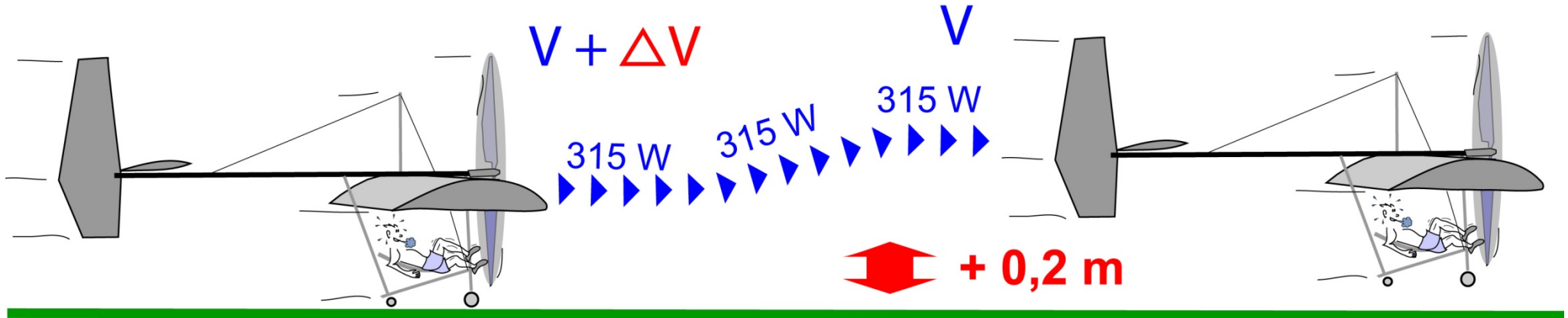
Nous en déduisons la hauteur que peut atteindre l'avion :

E_c et E_p , sont liées par l'équation suivante :

$$E_c = E_p \Leftrightarrow \frac{1}{2} \cdot M \cdot \Delta V^2 = M \cdot g \cdot h \Leftrightarrow h = \frac{1}{2} \cdot \Delta V^2 / g = \frac{1}{2} \cdot 2^2 / 9,81 = 0,20 \text{ m}$$

...donc pas grand-chose en se rappelant que la réalité est moindre compte-tenu de l'hypothèse simplificatrice initiale.

Transformer E_c en E_p

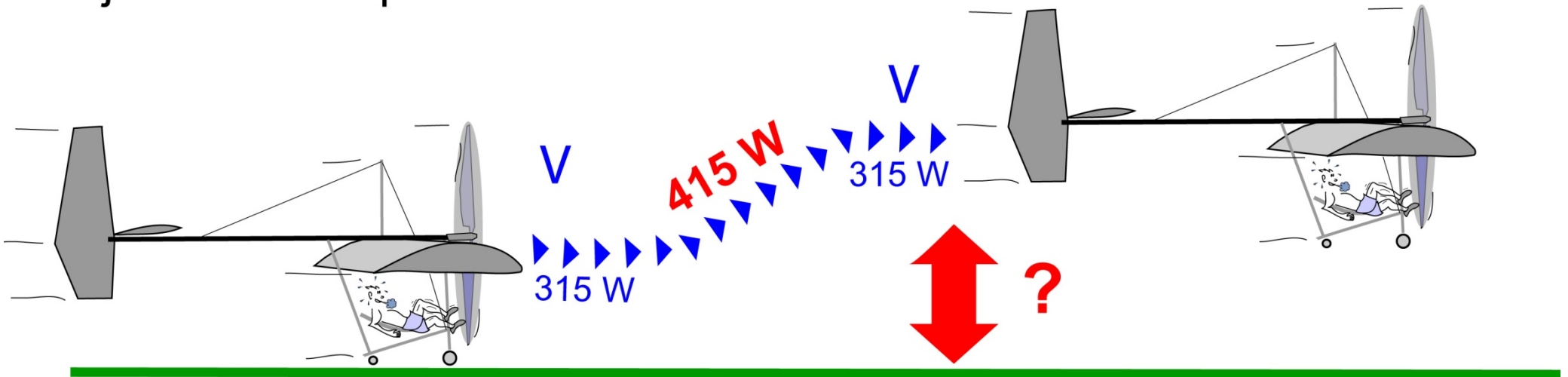




Scenario 2 :

Hypothèse : notre cycliste doit produire 315 W pendant le vol en palier mais peut produire 100 W de plus pendant 20'', nous pouvons alors parler d'un « super cycliste² ». Cette puissance supplémentaire est dénommée ΔP ci-après.

Rajouter 100 W pour monter



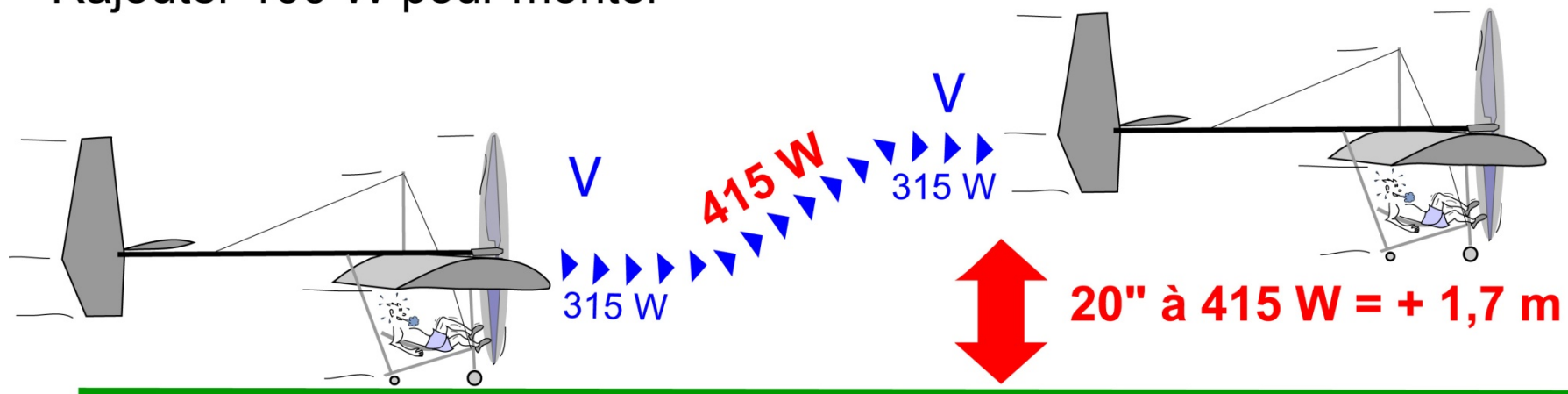
Quelle hauteur pourrait atteindre notre super cycliste² dans ces conditions ? L'équation (5) ci-dessous nous permet de déterminer la vitesse ascensionnelle V_z :



$$(5) \Delta P = F_z \cdot V_z = Mg \cdot V_z \Leftrightarrow V_z = \Delta P / Mg = 100 / 115.9,81 = 0,088 \text{ m/s}$$

Cette V_z nous permet d'atteindre $0,088 \cdot 20'' = 1,76 \text{ m}$ de hauteur au bout de 20''.

Rajouter 100 W pour monter



Mais le prix à payer est de trouver un super cycliste², pas évident...

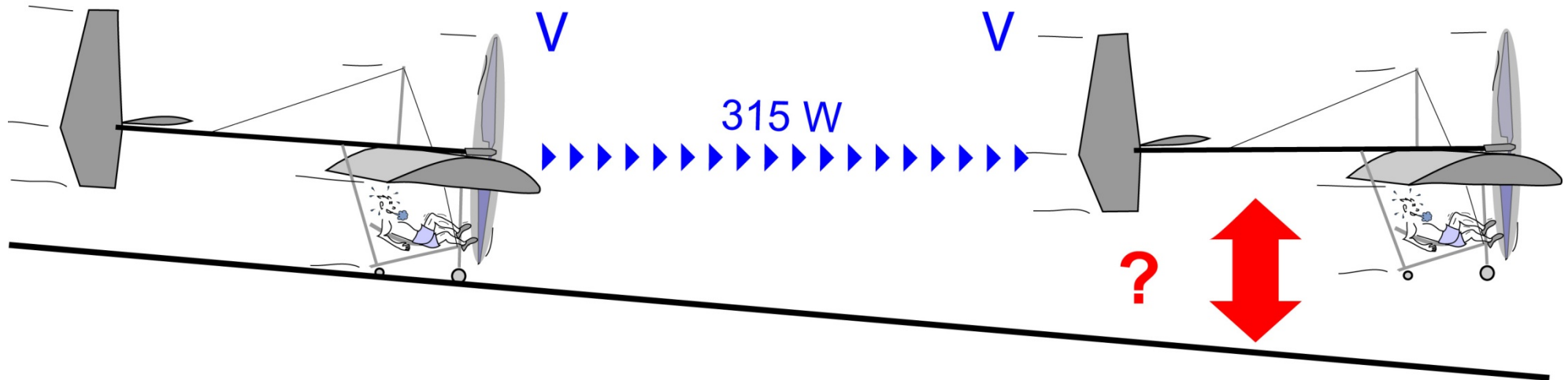
Nous pouvons alors imaginer un troisième scénario.



Scenario 3 :

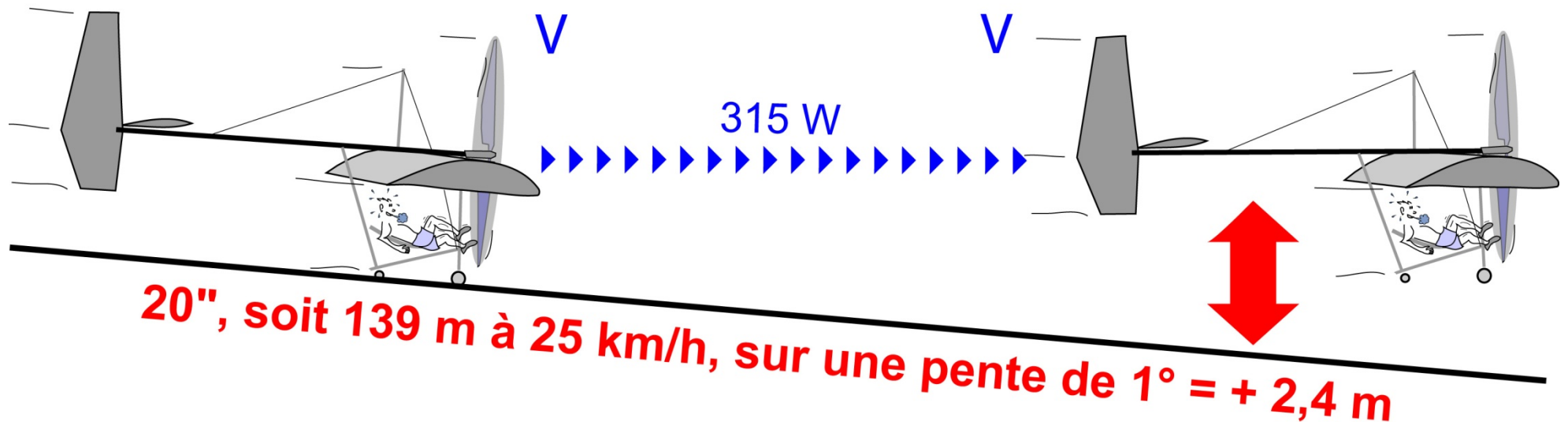
Une autre idée serait de s'éloigner du sol en réalisant un vol à l'horizontal sur une piste en pente. Ainsi, dès que le cycliste atteint 25 km/h, l'avion décolle et la pente s'efface au fil du vol en palier.

Exploiter la pente de la piste



Prenons une piste avec une pente d'un degré soit 1,7% (ça doit se trouver) et nous obtenons à 25 km/h au bout de 20'' : $h = (25/3,6).20.tgt 1^\circ = 2,4$ m... et le double au bout de 40''. La distance parcourue au bout de 20'' est de $(25/3,6).20 = 139$ m. Cette faible distance rend plausible de trouver une piste dont 139 m est en pente à un 1° . Ce scenario est efficace et bien intéressant, mais c'est un peu, comment dire... 😊

Exploiter la pente de la piste



6 Conclusion



L'avion a donc la capacité de voler en palier avec un cycliste développant 315 W, ce qui est un effort extrême pour un cycliste entraîné. Cet effort ne peut être soutenu que pendant une durée réduite, de l'ordre de quelques minutes pour un cycliste « quasi champion ».

Nous avons aussi vu qu'un carénage du cycliste n'a pas d'impact significatif sur la puissance nécessaire au vol.

Pour prendre de la hauteur, transformer l'énergie cinétique en énergie potentielle apporte peu. Monter à une hauteur de deux mètres est possible à la condition de développer 100 W supplémentaires pendant 20'', soit un total de 415 W. Une autre solution pour prendre de la hauteur est de réaliser un vol à l'horizontal sur une piste en pente.

En conclusion, un tel vol est possible avec l'avion étudié mais est hors de portée d'un « cycliste normal » même entraîné. L'idéal serait de disposer d'un cycliste champion des années 80 donc avec la capacité d'atteindre 600 W, mais ce type de cycliste n'existe heureusement plus... 😊

Retenons que cette étude de cas est très intéressante à des fins de formation.

...et surtout un grand bravo à l'équipe Human Impulse pour avoir réussi à modéliser, concevoir et faire voler cette machine exceptionnelle !