



**HAL**  
open science

## Planeur à assistance électrique

Patrick Gilliéron, Jean-Luc Chanel

► **To cite this version:**

Patrick Gilliéron, Jean-Luc Chanel. Planeur à assistance électrique. Congrès Français de Mécanique, Association Française de Mécanique, Aug 2017, Lille, France. hal-01573382v1

**HAL Id: hal-01573382**

**<https://hal.science/hal-01573382v1>**

Submitted on 9 Aug 2017 (v1), last revised 14 Mar 2022 (v2)

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Public Domain

---

# Planeur à assistance électrique

P. GILLIÉRON<sup>a</sup> et JEAN-LUC CHANEL<sup>b</sup>

a. Chercheur indépendant, [rdmfa.pgillieron@orange](mailto:rdmfa.pgillieron@orange).

b. Inventeur indépendant, [jean-luc.chanel@sfr.fr](mailto:jean-luc.chanel@sfr.fr)

## Résumé :

*Ce papier propose d'estimer la puissance, l'effort de poussée et la masse de batteries nécessaires à un planeur électrique pour relier en vol horizontal deux zones d'ascendances ou améliorer la sécurité lors du survol de zones dangereuses (montagne) ou d'un atterrissage en campagne. Les résultats obtenus sur la base de deux planeurs, de classes club et standard, montrent que 3 kilogrammes de batteries conditionnées d'énergie massique égale à 150 Wh/kg suffisent pour assurer une réserve de vol horizontal au moins égale à 10 kilomètres.*

## Abstract :

*This paper proposes to estimate the power, the force and the mass of batteries required for an electric glider to connect two zones in horizontal flight or to improve the safety during the overflight of dangerous zones or of a landing in campaign. The results obtained on the basis of two gliders, of club and standard classes, show that 3 kilograms of conditioned batteries with a mass energy equal to 150 Wh / kg are sufficient to ensure a horizontal flight reserve of at least 10 kilometers.*

**Mots clefs : glider, electrical flights, battery**

## 1 Introduction

Ce travail s'appuie sur l'idée d'un planeur muni d'un système électrique de propulsion dont la géométrie et l'implantation ne modifient que très peu son apparence extérieure [1-2]. La poussée assurée par éjection de quantité de mouvement s'effectue sans déploiement de système extérieur. Elle permet à l'appareil de rallier deux zones d'ascendances en vol horizontal ou d'améliorer la sécurité lors du survol de zones dangereuses (montagne) ou d'un atterrissage en campagne.

L'objectif consiste à estimer des valeurs pour la puissance, l'effort de poussée et la masse de batteries nécessaires au maintien d'un vol horizontal sur des distances variant entre 1 et 10 kilomètres. Les estimations s'effectuent sur la base des caractéristiques des planeurs de classes club et standard désignés ASK23 et LS8.

## 2 Bases théoriques

Les relations destinées à estimer la masse de batteries nécessaire au maintien d'un vol rectiligne horizontal sont établies en comparant les configurations du planeur évoluant à vitesse constante sur des

trajectoires inclinée puis horizontale. Les équations de la mécanique associées à ces configurations sont alors utilisées pour déterminer la perte d'énergie, la puissance et l'effort de propulsion nécessaires au maintien d'un vol horizontal. La perte d'énergie ainsi déterminée permet ensuite d'accéder à la masse de batteries à embarquer.

L'influence du système de propulsion sur les caractéristiques aérodynamiques s'obtient en réduisant la valeur de la finesse relevée sur l'appareil non modifié.

## 2.1 Le planeur sur sa trajectoire

Pour une configuration de vol rectiligne s'effectuant à vitesse constante  $V$  sur une trajectoire planée faisant un angle  $\alpha$  par rapport à l'horizontale, les efforts projetés sur la trajectoire et la normale à la trajectoire sont reportés sur la figure 1. La projection du poids  $P$  sur la trajectoire, parallèle à la direction de la vitesse relative de l'air par rapport au planeur, permet d'équilibrer l'effort résistant  $F_x$  désigné traînée aérodynamique. La projection du même poids  $P$  sur la perpendiculaire à la trajectoire doit être équilibrée par la portance  $F_z$ . La valeur de cette portance, pour un profil donné, fixe la valeur du coefficient aérodynamique de portance  $C_z$  et par suite l'incidence  $i$  du profil d'aile.

En désignant par  $M$  la masse en charge du planeur en kg, par  $g$  l'accélération de la pesanteur en  $m/s^2$ , par  $\alpha$  l'angle de plané en radians compris entre la trajectoire et l'horizontale,  $\rho$  la masse volumique de l'air en  $kg/m^3$ ,  $S$  la surface alaire de l'aile en  $m^2$ , par  $V$  la vitesse sur la trajectoire en  $m/s$ , par  $C_x$  et  $C_z$  les coefficients aérodynamiques de traînée et de portance, les équations du mouvement projetées sur les axes  $x$  et  $z$  fournissent alors les relations suivantes [3-4] :

$$M g \sin \alpha = F_x \quad (1) \quad \text{avec} \quad F_x = \frac{\rho}{2} C_x S V^2 \quad (2)$$

$$M g \cos \alpha = F_z \quad (3) \quad \text{avec} \quad F_z = \frac{\rho}{2} C_z S V^2 \quad (4)$$

Le vecteur  $\vec{A}$  des figures 1 et 2, désigne la résultante aérodynamique telle que  $\vec{A} = F_x \vec{x} + F_z \vec{z}$

Le rapport de l'effort résistant sur l'effort de portance permet d'accéder à la tangente de l'angle de plané  $\alpha$  défini par :

$$\alpha = \text{ATAN} \frac{F_x}{F_z} \quad \text{avec ATAN, la fonction Arctangente et} \quad \frac{F_x}{F_z} = \frac{C_x}{C_z} = \frac{1}{\varepsilon} \quad \text{où } \varepsilon \text{ désigne la finesse de}$$

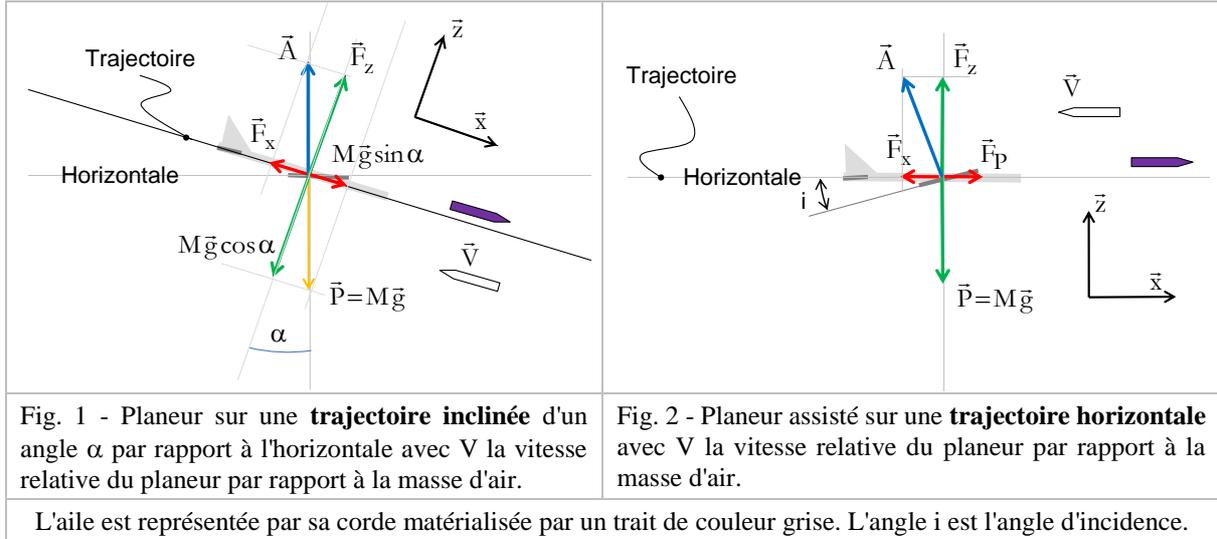
l'appareil pour l'angle de chute  $\alpha$ .

Ayant estimé la finesse de l'appareil pour la vitesse de vol  $V$  du planeur assisté électriquement, cette relation permet d'accéder à l'angle de plané  $\alpha$  et par suite d'estimer les coefficients aérodynamiques  $C_x$  et  $C_z$  de traînée et de portance à partir des relations (1) et (2) d'une part et (3) et (4) d'autre part, soient :

$$C_x = \frac{2 M g \sin \alpha}{\rho S V^2} \quad (5)$$

$$C_z = \frac{2 M g \cos \alpha}{\rho S V^2} \quad (6)$$

Ces coefficients de traînée et de portance sont utilisés dans les développements qui suivent.



## 2.2 Le planeur sur une trajectoire horizontale

Le maintien du planeur sur une trajectoire horizontale à vitesse constante supprime la composante du poids  $Mg \sin \alpha$  mais nécessite d'exercer une force propulsive désignée  $F_p$  pour équilibrer la traînée aérodynamique  $F_x$ , voir la figure 2.

Pour un même angle d'incidence  $i$  de l'aile et un même coefficient aérodynamique de portance  $C_z$ , l'équilibre du poids par la portance s'obtient d'autre part en augmentant la vitesse sur la trajectoire. Si  $V_1$  désigne la valeur de cette nouvelle vitesse, l'équilibre des efforts sur la perpendiculaire à la trajectoire s'écrit [3-4] :

$$Mg = \frac{\rho}{2} C_z S V_1^2 \quad (7)$$

Cette relation, associée aux équations (3) et (4), permet de déterminer la valeur de la nouvelle vitesse  $V_1$  telle que :

$$V_1 = \frac{V}{\sqrt{\cos \alpha}} \quad (8)$$

## 2.3 Énergie à fournir pour maintenir une trajectoire horizontale à vitesse constante

L'évolution en palier à vitesse constante  $V_1$  (voir la relation (8)), nécessite de compenser à chaque instant l'énergie dissipée par l'aérodynamique. Si  $\eta$  désigne le rendement de la batterie au système de propulsion, l'énergie à fournir pour maintenir le vol horizontal est donnée par [3-4] :

$$\Delta E_{\text{Aéro}} = \frac{1}{\eta} \frac{\rho}{2} S C_x V_1^3 \Delta t = \frac{1}{\eta} \frac{\rho}{2} S C_x V_1^2 \Delta L \quad (9)$$

avec  $\Delta t$ , la durée de vol sur la trajectoire horizontale de longueur  $\Delta L$  parcourue à la vitesse  $V_1$ . L'influence de la propulsion sur l'évolution du coefficient aérodynamique de traînée est intégrée à la

réduction de la valeur de la finesse relevée sur l'appareil non modifié.

## 2.4 Masse de batteries

Pour des batteries conditionnées<sup>1</sup> d'énergie massique  $E^\circ$  Wh/kg, la masse de batteries nécessaire pour parcourir la distance  $\Delta L = V_1 \Delta t$  sans perte d'altitude est :

$$\Delta M_B = \frac{\Delta E_{\text{Aéro}}}{E^\circ} \quad (10)$$

Si la masse de batteries  $\Delta M_B$  n'est pas intégrée dans la masse  $M$  associée aux équations (1) et (3), cette masse s'ajoute à la masse initialement retenue pour estimer l'énergie dissipée par l'aérodynamique à la vitesse  $V_1$ .

Pour des valeurs identiques de la surface alaire  $S$  et du coefficient de portance  $C_z$ , le maintien du vol horizontal nécessite alors d'ajuster la vitesse  $V_1$  d'un accroissement  $\Delta V$  lié à l'accroissement de masse  $\Delta M_B$  par la relation [3-4] :

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{1}{2} \frac{\Delta M_B}{M} \quad \text{telle que} \quad \Delta V = V_2 - V_1 \quad \text{avec} \quad V_2 > V_1 \quad (11)$$

Ces accroissements de masse et de vitesse nécessitent d'adapter la valeur de l'énergie à fournir pour maintenir le vol horizontal suivant un schéma prédictif-correcteur ou par itérations successives.

En pratique, s'agissant d'obtenir des estimations, les calculs s'effectuent en estimant une masse  $\Delta M_B^\circ$  de batteries à ne pas dépasser intégrée dans la masse  $M$  retenue pour les calculs. Cette solution permet de s'affranchir de l'augmentation de vitesse nécessaire au maintien du vol horizontal lorsque la masse en charge augmente et par suite de minorer la distance potentielle pouvant être franchie par le planeur assisté électriquement.

## 2.5 Puissance du système de poussée

Pour la vitesse  $V_1$ , la puissance du système de poussée sur la trajectoire horizontale est, d'après la relation (9) :

$$W_P = \frac{\Delta E_{\text{Aéro}}}{\Delta t} = \frac{1}{\eta} \frac{\rho}{2} S C_x V_1^3 \quad (12)$$

## 2.5 Effort de poussée

Pour la vitesse  $V_1$ , l'effort de poussée  $F_P$  sur la trajectoire horizontale est donné par :

$$F_P = \frac{W_P}{V_1} \quad (13)$$

---

<sup>1</sup> L'énergie massique de la batterie conditionnée intègre la masse de la batterie et des différents composants nécessaires à son fonctionnement opérationnel (fixations, connecteurs divers, système de refroidissement...).

### 3 Applications

Les résultats précédents sont appliqués aux planeurs monoplaces de classes club et standard ASK23 et LS8 dont les caractéristiques sont rappelées dans le tableau 1. La valeur de la masse maximale du planeur LS8 se justifie par l'utilisation de ballasts remplis d'eau destinés à améliorer les performances de l'appareil lorsqu'il est nécessaire d'évoluer à vitesse élevée entre deux ascendances. Ces ballasts sont vidangés en fin de journée lorsque la convection thermique s'affaiblit ou lors de l'atterrissage.

	ASK 23	LS8
Envergure (m)	15	15
Vitesse finesse maximale (km/h)	90	95
Finesse maximale	34 (25)	43 (32)
Masse à vide (kg)	240	240
Masse chargée maximale (kg)	360	525
Charge maximale utile (kg)	120	285
Surface alaire (m <sup>2</sup> )	12,9	10,5

Tableau 1 - Principales caractéristiques des planeurs utilisés pour estimer les masses de batteries.

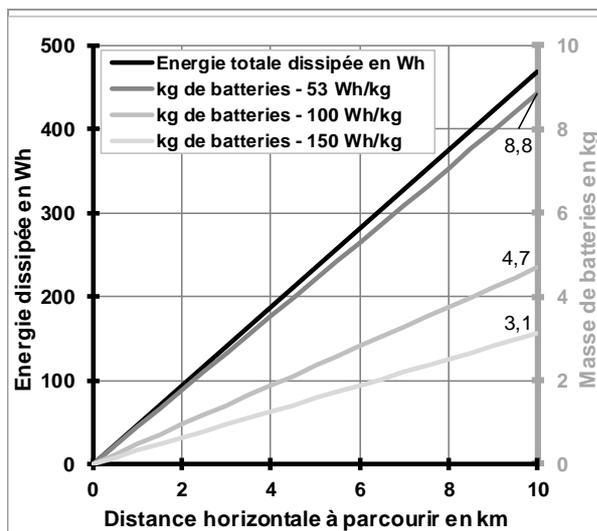


Fig. 3 – Planeur ASK23, énergies dissipées en Wh et masses de batteries à embarquer en fonction de la distance à parcourir à altitude constante.

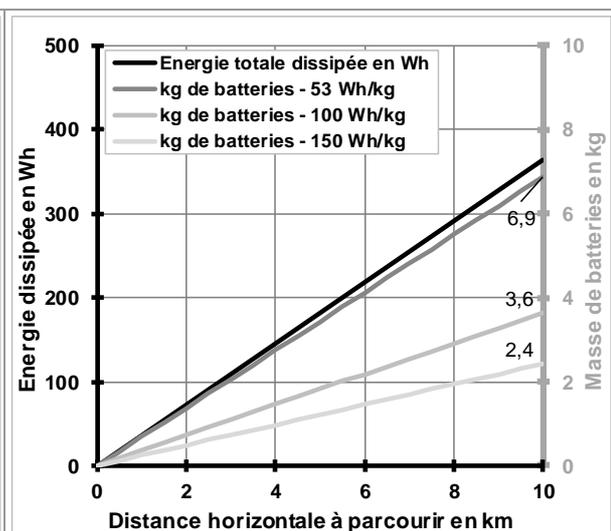


Fig. 4 – Planeur LS8, énergies dissipées en Wh et masses de batteries à embarquer en fonction de la distance à parcourir à altitude constante.

Les masses de batteries sont déterminées pour des énergies massiques de batteries conditionnées réellement utilisables égales à 53<sup>2</sup>, 100 et 150 Wh/kg, des finesses dégradées du quart (valeurs entre parenthèses et en rouge, 4<sup>ième</sup> ligne du tableau 1) et un ensemble électrique comprenant le système de propulsion<sup>3,4</sup> (20 kg) et la masse de batteries. Le rendement du système de propulsion du type Electric Ducted Fan (EDF) est pris égal à 0.8. Pour des masses de pilotes fixées à 75 kg, les résultats montrent

<sup>2</sup> Cette valeur correspond à l'énergie massique réellement utilisable du pack de 290 kg de batteries installé sur la Renault ZOE de 2012 (22 kWh pour 290 kg de batterie sachant que seule 70% de l'énergie est réellement utilisable), voir l'article [3]. Même énergie massique pour la version 2016 (41 kWh pour 550 kg).

<sup>3</sup> La masse du système électrique du planeur électrique ALATUS ME comprenant le moteur, le contrôleur et le câblage s'élève à 13 kg, voir l'Annexe.

<sup>4</sup> Pour information, la masse de l'hélice complète tripale E-PROPS désignée Glorieuse à pas variable de la société Électraviva est de 3,9 kg. Le système de propulsion considéré dans cet article exclu l'utilisation d'une hélice.

que la masse embarquée n'excède alors jamais la masse totale autorisée.

Pour le planeur ASK23 et les conditions mentionnées précédemment, la puissance et l'effort de propulsion nécessaires au vol horizontal sont respectivement proches de 4220 W et 170 N (resp. 3280 W et 130 N pour le planeur LS8). Pour ces valeurs et des batteries conditionnées d'énergies massiques respectivement égales à 53, 100 et 150 Wh/kg alors 9, 5, et 3 kilogrammes de batteries sont respectivement nécessaires pour assurer un vol horizontal sur 10 kilomètres, voir la figure 3 pour le planeur ASK23 et la figure 4 pour le planeur LS8.

## 4 Conclusion

Un développement analytique est proposé pour estimer la puissance et l'effort de poussée du système de propulsion ainsi que la masse de batteries conditionnées à embarquer pour permettre à un planeur de rallier en vol horizontal deux zones d'ascendances ou d'améliorer la sécurité lors du survol d'une zone dangereuse (montagne) ou d'un atterrissage en campagne. Les calculs s'effectuent pour les planeurs monoplaces de classes club et standard ASK23 et LS8.

Pour des pilotes de masse égale à 75 kilogrammes, des finesses dégradées d'un quart, un ensemble de propulsion (moteur, contrôleur, câblage) de 20 kg et une énergie massique de batteries conditionnées de 53 Wh/kg, 9 kilogrammes de batteries sont aujourd'hui nécessaires pour maintenir un vol horizontal sur 10 kilomètres (planeur ASK23). Cette masse se réduit à 3 kilogrammes si la densité énergétique réellement utilisable des batteries est égale à 150 Wh/kg (valeurs annoncées pour les TESLA modèles S et 3).

## Références

- [1] JL Chanel, Planeur à assistance électrique, enveloppe Soleau, réf. 08139, 2012.
- [2] JL Chanel, L'aérodrome énergétiquement indépendant, La Gazette 3AF, Midi Pyrénées, n° 30, pages 6 et 7, mars-sept 2014.
- [3] P. Gilliéron, Perspectives pour une aviation légère autonome, HAL-CNRS, <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-01216577>
- [4] P. Gilliéron, Scénarii pour l'aérodrome autonome, 22<sup>ème</sup> Congrès Français de Mécanique, 24 au 28 août 2015, Lyon.

## Annexe

### Caractéristiques ALATUS ME

Masse à vide (kg)	125
Masse maximale (kg)	235
Envergure (m)	13,1
Surface alaire (m <sup>2</sup> )	13,6
Masse du pilote (kg)	60 à 110
Taux de chute mini (m/s)	0,65
Masse moteur électrique + contrôleur + câblage (kg)	13
Masse pack batteries pour 1h10' d'autonomie (kg)	23,5
Finesse (moteur replié)	2

## **NOMENCLATURE**

$\bar{A}$	Résultante aérodynamique (vecteur).
$C_x$	Coefficient de traînée aérodynamique, sans dimension.
$C_z$	Coefficient de portance aérodynamique, sans dimension.
$E^\circ$	Énergie massique des batteries conditionnées, en Wh/kg.
$F_x$	Projection de l'effort aérodynamique sur la trajectoire, effort de traînée en Newton (N).
$F_z$	Projection de l'effort aérodynamique sur la perpendiculaire à la trajectoire, effort de portance en Newton (N).
$F_p$	Effort de propulsion, en Newton (N).
$g$	Accélération de la pesanteur, en $m/s^2$ .
kWh	Énergie, en kilo Watt * heure, 1 kWh = 1000 * 3600 Joule (J).
$M$	Masse du planeur chargé, en kilogramme (kg).
$S$	Surface alaire, en $m^2$ .
$V$ et $V_1$	Vitesse du planeur sur sa trajectoire en m/s.
$W_p$	Puissance en Watt (W).
$\alpha$	Angle en degré ou en radian (rad).
$\Delta E_{Aéro}$	Énergie aérodynamique à fournir pour maintenir un vol horizontal, en Joule (J).
$\Delta L$	Distance parcourue en mètre (m).
$\Delta M_B$	Accroissement de masse de batteries, en kilogramme (kg).
$\Delta t$	Durée du vol en seconde (s).
$\Delta V$	Accroissement de vitesse en m/s.
$\varepsilon$	Finesse, rapport de la portance sur la traînée, sans dimension.
$\eta$	Rendement de conversion, de la batterie au système de propulsion, sans dimension.
$\rho$	Masse volumique de l'air, en $kg/m^3$ .