



HAL
open science

Perspectives pour une aviation légère autonome

Patrick Gilliéron

► **To cite this version:**

Patrick Gilliéron. Perspectives pour une aviation légère autonome. [Rapport de recherche] Recherche personnelle. 2015. hal-01216577v3

HAL Id: hal-01216577

<https://hal.science/hal-01216577v3>

Submitted on 7 Aug 2017 (v3), last revised 3 Jan 2022 (v4)

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

Perspectives pour une aviation légère autonome

Patrick Gilliéron, chercheur indépendant

Membre 3AF commission "Aviation Légère et Machines Dérivées"

Membres 3AF commission "Aérodynamique"

Membre 3AF Groupe Régional Ile de France

rdmfa.pgillieron@orange.fr

Résumé : *Des ordres de grandeur sont estimés pour les énergies nécessaires à des vols électriques d'une heure en conservant quinze minutes de sécurité. Pour des énergies massiques réellement utilisables de batteries conditionnées fixées à 150 Wh/kg et un avion-école monomoteur, la masse embarquée de batteries ne peut dépasser 200 kg et conditionne des valeurs à ne pas dépasser pour le coefficient de traînée, la vitesse de vol et la masse de l'avion. Différentes solutions sont ensuite proposées pour recharger les batteries d'avions électriques au sein d'un aéroclub et d'un aérodrome. Les résultats montrent qu'il est possible de produire l'énergie journalière nécessaire aux besoins de dix aéroclubs disposant chacun de trois avions électriques.*

1. INTRODUCTION

Depuis quelques années, les progrès réalisés sur les batteries et l'allègement permettent d'imaginer des solutions électriques pour faire voler des maquettes, des drones puis des avions. En 2005, un drone aérien désigné SoLong UAV, de masse $M=2,6$ kg et de 4,75m d'envergure, alimenté par des panneaux solaires, se maintient en vol plus de 48 heures [1]. Le premier vol électrique est effectué par l'avion Électra le 23 décembre 2007. L'appareil, développé par la société Électravia et propulsé par un moteur électrique de 19 kW, est alimenté par des batteries lithium-polymère [2]. Le vol effectué en circuit fermé dure 48 minutes et constitue une première mondiale. Ce même moteur électrique associé au même type de batteries équipe depuis 2009 le moto planeur Alatus-M Électrique 44-1AOI [3]. Le 5 septembre 2010, un bimoteur de construction amateur désigné Cri-Cri, équipé d'un moteur de la même société, atteint la vitesse de 262 km/h puis de 283 km/h le 25 juin 2011 [4].

Plus récemment, le 25 avril 2014, un bimoteur tout électrique désigné E-Fan, développé par EADS, ACS (Aero Composites Saintonge) et l'association Green Cri-Cri, effectue un premier vol [5]. L'appareil monoplace long de 6,67 mètres et de 9,50 mètres d'envergure toujours alimenté par des batteries lithium-polymère dispose d'une heure d'autonomie [6-7]. Le développement de cet avion principalement destiné à la formation des pilotes constitue le projet central du plan "Avion Électrique et nouvelle génération d'aéronefs" mis en place par le ministère du redressement productif. Le projet est cofinancé par la DGAC, le Fonds Européen de Développement Régional (FEDER), le Fonds pour les REstructurations de la Défense (FRED), la région Aquitaine et le département de Charente-Maritime. Plusieurs entreprises contribuent à ce projet dont Dassault Systems, le CEA, Zodiac Aerospace, SAFRAN, DAHER-SOCATA, l'Institut Pprime (université de Poitiers) et plusieurs écoles d'ingénieurs. Deux modèles à deux côte à côte et quatre sièges disposant d'une autonomie de 3 heures seront produits en série dans une usine de Mérignac dès 2017 pour être proposés à l'aviation légère. Quarante à quatre-vingts avions seront fabriqués chaque année dans un premier temps [8]. Enfin, la société Pipistrel propose depuis peu un avion-école électrique développé en coopération avec la société SIEMENS. Le moteur délivre 85 kW et les batteries peuvent être retirées pour être remplacées en quelques minutes¹. L'appareil désigné WATTsUP est biplace [9], dispose d'une heure trente d'autonomie dont une demi-heure de sécurité et a été récemment présenté au salon ULM de Blois.

En 2003, un projet d'avion solaire alimenté par des cellules photovoltaïques a été initié par l'école polytechnique fédérale de Lausanne [10]. Propulsé par quatre moteurs électriques de 7,35 kW alimentés par 11628 cellules photovoltaïques distribuées sur les ailes et un stabilisateur horizontal,

¹ Système de remplacement rapide des batteries désigné Quick Drop par la société "Better Place" pour les véhicules électriques.

l'appareil long de 22 mètres et de 63 mètres d'envergure a effectué un premier vol d'essai le 3 décembre 2009. L'énergie électrique excédentaire est stockée dans 70 accumulateurs et les hélices bipales de 3,50 m de diamètre tournent à une vitesse de 200 à 400 tr/min. Le programme prévoit un tour du monde sans escale en 2015.

Ces avancées technologiques rendent aujourd'hui crédible la perspective de voler sur des avions propulsés par la seule énergie électrique. La localisation, les superficies et les infrastructures dédiées aux activités de l'aviation légère suggèrent alors d'imaginer des solutions pour s'affranchir des énergies fossiles et nucléaires. Des solutions de recharge pour les batteries sont alors identifiées et leur pertinence analysée pour des avions disposant de hangars situés sur un aéroport de dimensions standards.

La première partie du travail porte sur l'estimation des puissances et des énergies nécessaires pour assurer un vol d'une heure quinze minutes comprenant un décollage, un gain d'altitude de 500 mètres suivi d'un vol de croisière effectué à altitude constante. Les équations de la mécanique sont rappelées, les principaux développements analytiques détaillés et des ordres de grandeur déterminés sur la base des caractéristiques d'un avion-école largement utilisé dans les aéroclubs.

La seconde partie porte sur l'identification et la pertinence de solutions destinées à recharger des ensembles de deux cents kilogrammes de batteries conditionnées² d'énergie massique utilisable³ fixée à 150 Wh/kg. Cette valeur est une projection qui tient compte des connaissances actuelles et des perspectives d'évolution⁴ des densités énergétiques des batteries conditionnées, [11-12] et annexe 4. Les résultats permettent d'identifier la pertinence de chaque solution pour ensuite envisager les faisabilités pratiques et administratives avant d'imaginer de possibles mises en œuvre.

2. BASES THÉORIQUES

Les parcours aériens comportent une phase d'accélération nécessaire au décollage suivie d'une phase plus ou moins longue effectuée à vitesse constante qui se termine par une phase de décélération qui précède la phase d'atterrissage. Les ordres de grandeur pour les accélérations et les durées de mise en vitesse sont rappelés puis des relations établies pour les puissances et les énergies dissipées par l'inertie, le roulement et l'aérodynamique. Ces relations sont proposées en distinguant les phases transitoires des phases effectuées à vitesse constante.

2.1 Estimation des accélérations - Des ordres de grandeur pour les accélérations sont nécessaires pour estimer les puissances et les énergies à fournir lors du décollage.

De manière générale, l'évolution en fonction du temps t de l'accélération $\gamma(t)$ est progressive et peut-être représentée par l'équation :

$$\gamma(t) = \gamma_0 \left(1 - e^{-\frac{t}{C}}\right) \quad (1)$$

où γ_0 et C représentent respectivement l'accélération à atteindre et C une constante de temps. Les ordres de grandeur pour les accélérations sont déterminés à partir de relevés expérimentaux effectués en conditions réelles sur des avions écoles monomoteurs couramment utilisés dans les aéroclubs. Pour ces avions dont la puissance n'excède pas 90 kW, plus de vingt secondes sont nécessaires pour

² 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 70% de la charge de la batterie est aujourd'hui réellement utilisable.

⁴ En référence aux développements et recherches sur les batteries Li-ion, Li-Air, Zinc-Air et Li-Soufre qui prévoient de multiplier par trois la densité énergétique massique [11-12].

atteindre une vitesse V_r de levée des roues (vitesse de rotation⁵, figure 1) proche de 100 km/h. L'accélération correspondante γ_o est alors voisine de 1,2 m/s² (figure 2). Pour ces valeurs, les évolutions temporelles de l'accélération et de la vitesse déduites de l'équation (1) sont reportées sur la figure 1 (resp. ordonnées de gauche et de droite).

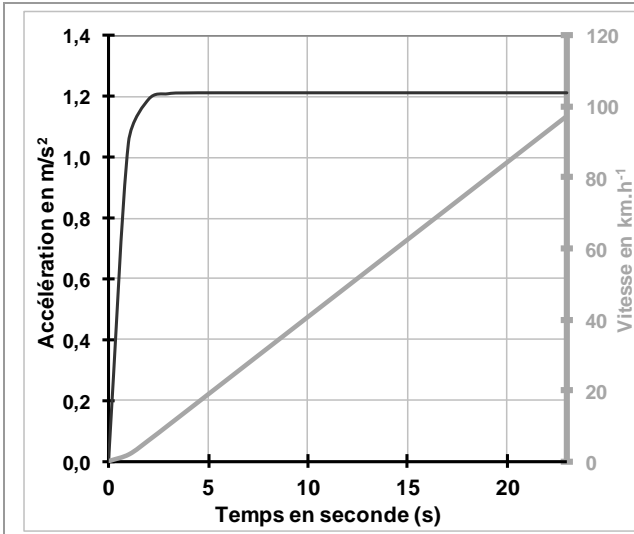


Fig. 1 – Évolutions de l'accélération et de la vitesse pour atteindre 100 km/h après 23 secondes avec $\gamma = \gamma(t)/\gamma = 0$ et $V = 0$ à $t = 0$.

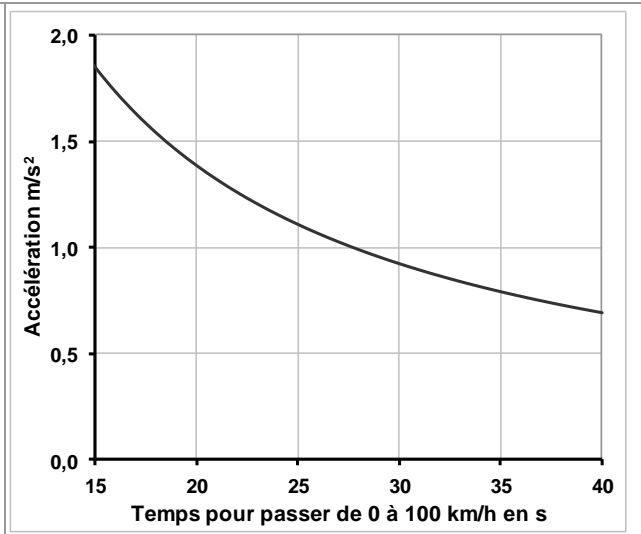


Fig. 2 – Accélération en fonction de la durée nécessaire pour atteindre la vitesse $V_r = 100$ km/h à partir de la vitesse nulle, hypothèse $\gamma = \text{cte } \forall t$.

2.2 Énergie et puissance pour atteindre la vitesse de rotation V_r - L'énergie et la puissance nécessaires pour atteindre la vitesse de rotation V_r sont fonctions de la masse M à déplacer, des efforts aérodynamiques et de la déformation des pneumatiques au contact de la piste. Les relations qui suivent sont établies en considérant un départ à vitesse nulle.

2.2.1 Énergie et puissance pour mettre en vitesse la masse M de l'avion - La masse M de l'avion est supposée constante lors du déplacement (vrai en toute rigueur sur un avion totalement électrique mais faux pour un moteur à combustion) de la vitesse nulle à la vitesse V_r . Elle est soumise aux forces de traction (hélice) $\vec{F}_t(t)$ et de gravité $\vec{F}_g(t)$ liées par l'équation de la mécanique :

$$\begin{aligned} \vec{F}_t(t) &= \frac{d}{dt}(M \vec{V}) - \vec{F}_g(t) \\ &= M \frac{d\vec{V}}{dt} + M g \vec{z} \end{aligned}$$

La force de traction est dirigée dans la direction et le sens du déplacement de vitesse instantanée $\vec{V}(t)$. La force de gravité est dirigée suivant la verticale dans le sens opposé aux vecteurs unitaire \vec{z} et accélération de la pesanteur noté \vec{g} . Le travail de cette force sur le déplacement élémentaire $d\vec{l} = \vec{V} dt$ est donné par :

$$d\omega = (M \frac{d\vec{V}}{dt} + M g \vec{z}) d\vec{l}$$

⁵ Vitesse de rotation, vitesse à laquelle l'avion peut se libérer du sol. Compte tenu des faibles puissances des avions légers, l'avion est généralement au "second régime" et le pilote doit augmenter la vitesse en volant parallèlement à la piste avant d'aborder la montée vers l'altitude de vol.

$$d\omega = M V dV + M g dz$$

Ce travail élémentaire est égal aux variations des énergies cinétique et potentielle dans la direction du déplacement. De l'instant de date initiale t_i de vitesse nulle à l'instant de date finale t_f à laquelle sont associés la vitesse V_r et l'accroissement d'altitude Z , l'énergie dissipée se détermine par la relation :

$$\begin{aligned} \left[\Delta E_{v,g} \right]_{t_i}^{t_f} &= \int_0^{V_r} M V dV + \int_0^Z M g dz \\ \left[\Delta E_{v,g} \right]_{t_i}^{t_f} &= M \frac{V_r^2}{2} + M g Z \end{aligned}$$

Si η désigne le rendement du système énergétique (du réservoir ou de la batterie à l'hélice), l'énergie à fournir est alors donnée par :

$$\boxed{\Delta E_{v,g} = \frac{M}{\eta} \left[\frac{V_r^2}{2} + g Z \right]} \quad (2)$$

Et la puissance à mettre en œuvre sur la durée Δt du parcours est :

$$\Delta W_{v,g} = \frac{M}{\eta} \left[\frac{V_r^2}{2} + g Z \right] \frac{1}{\Delta t} \quad (3)$$

En pratique et en dehors des altiports ou des altisurfaces, le dénivelé de piste entre le début et la fin du décollage est faible et peut être négligé. Concernant l'influence des efforts aérodynamique et de roulement, plusieurs cas sont à considérer en fonction de l'équation horaire liée à l'accélération. Dans les développements qui suivent, l'accélération est considérée constante jusqu'à l'obtention de la vitesse de rotation V_r . Dans ce cas et à chaque instant t , la vitesse et l'accélération sont liées par la relation :

$$V = \gamma t \quad (4)$$

2.2.2 Puissance et énergie aérodynamiques pour atteindre la vitesse de rotation V_r - L'énergie et la puissance aérodynamiques nécessaires pour atteindre la vitesse de rotation V_r sont fonctions de la masse volumique ρ de l'air (elle-même fonction de la température T et de la pression P), de la surface alaire S et du coefficient de traînée aérodynamique C_x de l'avion.

- **Puissance aérodynamique** : la puissance aérodynamique à l'instant de date t pour la vitesse $V(t)$ est donnée par la relation :

$$W_{\text{Aéro}}(t) = \frac{\rho}{2} S C_x V^3(t) \quad (5)$$

En choisissant d'exprimer la vitesse en fonction de l'accélération et de l'instant de date t , cette expression devient :

$$\boxed{W_{\text{Aéro}}(t) = \frac{\rho}{2} S C_x \gamma^3 t^3} \quad (6)$$

- **Énergie aérodynamique** : d'après l'équation (6), l'énergie élémentaire dissipée par l'aérodynamique sur la durée élémentaire dt où la vitesse $V(t)$ peut être considérée constante est donnée par :

$$\begin{aligned} dE_{\text{Aéro}}(t) &= W_{\text{Aéro}}(t) dt \\ &= \frac{\rho}{2} S C_x \gamma^3 t^3 dt \end{aligned}$$

Entre l'instant de date initiale t_i et l'instant final de date t_f , l'énergie dissipée par l'aérodynamique

est :

$$\int_{t_i}^{t_f} dE_{\text{Aéro}}(t) = \frac{\rho}{2} S C_x \gamma^3 \int_{t_i}^{t_f} t^3 dt \quad (\text{hypothèse } \gamma = \text{constante})$$

$$[\Delta E_{\text{Aéro}}]_{t_i}^{t_f} = W_{\text{Aéro}}(t_f) \frac{t_f}{4} - W_{\text{Aéro}}(t_i) \frac{t_i}{4} \quad (7)$$

Si la vitesse est nulle à l'instant de date t_i (hypothèse), alors l'énergie dissipée par l'aérodynamique à l'instant de date t est plus généralement donnée par l'expression :

$$E_{\text{Aéro}}(t) = W_{\text{Aéro}}(t) \frac{t}{4} \quad (8)$$

2.2.3 Puissance et énergie de roulement pour atteindre la vitesse de rotation V_r - L'énergie et la puissance de roulement sont fonctions de la masse M de l'avion à déplacer, de l'accélération de la pesanteur g et du coefficient de roulement C_r (0,02 pour une piste en dur et 0,04 pour une piste en herbe). Dans les développements qui suivent, le coefficient de roulement est pris égal à 0.04 (herbe).

- **Puissance dissipée par le roulement** : la puissance nécessaire pour maintenir la vitesse $V(t)$ s'exprime par la relation :

$$W_{\text{Roul}}(t) = M g C_r V(t)$$

$$W_{\text{Roul}}(t) = M g C_r \gamma t \quad (9)$$

- **Énergie de roulement** : l'énergie dissipée par le roulement sur la durée élémentaire dt est donnée par :

$$dE_{\text{Roul}}(t) = W_{\text{Roul}}(t) dt$$

$$= M g C_r \gamma t dt$$

Entre l'instant de date initiale t_i et l'instant final de date t_f , l'énergie dissipée par le roulement est alors :

$$\int_{t_i}^{t_f} dE_{\text{Roul}}(t) = M g C_r \gamma \int_{t_i}^{t_f} t dt$$

$$[\Delta E_{\text{Roul}}]_{t_i}^{t_f} = W_{\text{Roul}}(t_f) \frac{t_f}{2} - W_{\text{Roul}}(t_i) \frac{t_i}{2} \quad (10)$$

Si la vitesse est nulle à l'instant de date t_i , alors l'énergie dissipée par le roulement à l'instant de date t est plus généralement donnée par l'expression :

$$E_{\text{Roul}}(t) = W_{\text{Roul}}(t) \frac{t}{2} \quad (11)$$

Finalement, la puissance dissipée par l'aérodynamique et le roulement s'exprime à chaque instant par :

$$W_{\text{Aéro+Roul}}(t) = \left[\frac{\rho}{2} S C_x V^3(t) + M g C_r V(t) \right]$$

Et l'énergie à fournir de l'instant de date t_i où la vitesse est nulle à l'instant de date t où la vitesse est $V(t)$ est donnée par :

$$E_{\text{Aéro+Roul}}(t) = \frac{\rho}{2} S C_x V^3(t) \frac{t}{4} + M g C_r V(t) \frac{t}{2}$$

Plus généralement et si η désigne le rendement de la batterie à l'hélice, la puissance à fournir à chaque instant de date t et l'énergie à fournir de la vitesse nulle à la vitesse $V(t)$ sont respectivement données par les relations :

$$W_{\text{Aéro+Roul}}(t) = \frac{1}{\eta} \left[\frac{\rho}{2} S C_x V^3(t) + M g C_r V(t) \right] \quad (12)$$

$$E_{\text{Aéro+Roul}} = \frac{1}{\eta} \left[\frac{\rho}{2} S C_x V^3(t) \frac{t}{4} + M g C_r V(t) \frac{t}{2} \right] \quad (13)$$

2.3 Énergie pour atteindre la vitesse de montée V_m - L'avion ayant quitté le sol, la vitesse de montée V_m est généralement égale à 1.4 fois la vitesse de rotation V_r et est atteinte en palier. Sur ce tronçon et dans la direction du déplacement, l'avion est soumis aux efforts aérodynamiques et à la traction de l'hélice. En considérant l'accélération γ constante, voir §2.1, et d'après le théorème de l'énergie cinétique, l'énergie à fournir pour accroître la vitesse et compenser les pertes aérodynamiques est donnée par (voir annexe A1) :

$$E_{V_m}(t) = \frac{1}{\eta} \left[\frac{1}{2} M (V_m^2 - V_r^2) + \frac{\rho}{8} S C_x \frac{1}{\gamma} (V_m^4 - V_r^4) \right] \quad \text{avec } V_m = 1.4 V_r \quad (14)$$

Vouloir diminuer cette énergie nécessite de réduire la masse et le coefficient de traînée aérodynamique de l'avion.

2.4 Énergie pour atteindre l'altitude de vol à la vitesse de montée V_m - L'énergie nécessaire pour atteindre l'altitude de vol est fonction du gain d'altitude et des pertes aérodynamiques sur la trajectoire. Pour l'étude réalisée et un gain d'altitude $\Delta H = H_{\text{vol}} - H_{\text{sol}}$ de 500 mètres (un peu plus de 1500 pieds), l'énergie nécessaire est donnée par (voir annexe A1) :

$$E_{AV}(t) = \frac{1}{\eta} \left[M g \Delta H + \frac{\rho}{2} S C_x V_m^3 \frac{\Delta H}{\tau} \right] \quad (15)$$

avec τ le taux de montée pour atteindre l'altitude de vol. Réduire la consommation d'énergie en montée s'obtient de nouveau en réduisant la masse et la traînée aérodynamique de l'avion.

2.5 Énergie pour atteindre la vitesse de croisière V - L'avion ayant atteint l'altitude de croisière, l'énergie nécessaire pour augmenter la vitesse de la vitesse de montée V_m à la vitesse de croisière V est donnée, d'après (14) donnée par :

$$E_V(t) = \frac{1}{\eta} \left[\frac{1}{2} M (V^2 - V_m^2) + \frac{\rho}{8} S C_x \frac{1}{\gamma} (V^4 - V_m^4) \right] \quad (16)$$

S'agissant d'obtenir des ordres de grandeur, l'accélération γ constante s'identifie à l'accélération relevée expérimentalement sur la phase de décollage, soit $\gamma = 1.2 \text{ m/s}^2$.

2.6 Énergie et puissance pour des trajets effectués en palier à vitesse constante - L'évolution en palier à vitesse constante nécessite de compenser à chaque instant l'énergie dissipée par l'aérodynamique. La puissance et l'énergie alors dissipée sur l'intervalle de temps Δt sont respectivement données par :

$$W_{\text{Aéro}} = \frac{1}{\eta} \frac{\rho}{2} S C_x V^3 \quad (17) \quad \Delta E_{\text{Aéro}} = \frac{1}{\eta} \frac{\rho}{2} S C_x V^3 \Delta t \quad (18)$$

La puissance aérodynamique et l'énergie dissipée augmentent avec le coefficient de traînée

aérodynamique et le cube de la vitesse. Réduire l'énergie dissipée consiste alors à rechercher des solutions capables de réduire la traînée aérodynamique et la vitesse de croisière de l'avion. La vitesse n'étant pas un objectif recherché pour des avions écoles, ce dernier point peut constituer une solution particulièrement efficace. Ces relations permettent également de déterminer les énergies dissipées pour les parties du circuit d'atterrissage qui s'effectuent à altitude et vitesse constantes (vent arrière).

Le coefficient de traînée aérodynamique qui figure dans les relations (16) et (17) englobe la traînée de forme de l'avion et la traînée induite par la portance respectivement notées C_{x_f} et C_{x_i} avec :

$$C_{x_i} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda} (1 + \xi) \quad (19) \quad \text{tel que} \quad C_x = C_{x_f} + C_{x_i} \quad (20)$$

où λ désigne l'allongement, égal au rapport du carré de l'envergure sur la surface alaire S . La valeur de ξ tend vers zéro pour une aile à distribution elliptique de portance. La contribution de ce coefficient dans la traînée aérodynamique globale est d'autant plus importante que le coefficient de portance est élevé. Ce coefficient étant imposé par la nécessité d'équilibrer le poids, la réduction de la masse de l'avion est un paramètre à ne pas négliger.

2.7 Coefficients aérodynamiques - Les coefficients aérodynamiques de traînée et de portance mentionnés précédemment sont déterminés à partir des caractéristiques fournies par les constructeurs (DR400 à moteur thermique et avions électriques Électra, E-Fan et WattsUP).

2.7.1 Coefficient de portance aérodynamique en vol rectiligne à vitesse stabilisée (montée, palier ou descente).

$$C_z = \frac{2 M g \cos \alpha}{\rho S V^2} \quad (21)$$

avec α l'angle entre la trajectoire et le plan horizontal.

Pour des valeurs identiques de la surface alaire S et du coefficient de portance C_z , les variations relatives de la masse et de la vitesse sont alors liées par la relation :

$$\frac{\Delta M}{M} = 2 \frac{\Delta V}{V} \quad (22)$$

Ainsi et pour une même valeur du coefficient de portance aérodynamique (caractéristiques de l'air et incidence conservées), vouloir réduire la vitesse V de 10% nécessite de diminuer la masse M de 20%.

2.7.2 Coefficient de traînée aérodynamique en vol rectiligne à vitesse stabilisée (montée $\alpha > 0$, palier ($\alpha = 0$) ou descente $\alpha < 0$).

$$C_x = \frac{2 [\sigma W_o \eta - M g V \sin \alpha]}{\rho S V^3} \quad (23)$$

avec W_o la puissance maximale délivrée par le moteur en Watt (thermique ou électrique) et σ le rapport entre la puissance utilisée et la puissance maximale du moteur (≤ 1). Pour le décollage, la phase de montée et le vol en croisière, ce rapport est respectivement pris égal à 1, 0,85 et 0,75.

2.7.3 Finesse en vol rectiligne à vitesse stabilisée

$$\varepsilon = \frac{M g V \cos \alpha}{\sigma W_o \eta - M g V \sin \alpha} \quad (24)$$

2.7.4 Coefficient de traînée aérodynamique en lisse (vitesse stabilisée, en descente, moteur au ralenti).

$$C_x = \frac{-2Mg \sin \alpha}{\rho S V^2} \quad \text{avec } \alpha < 0 \quad (25)$$

2.7.5 Finesse en lisse (vitesse stabilisée, en descente, moteur au ralenti).

$$\varepsilon = \frac{\cos \alpha}{-\sin \alpha} \quad \text{avec } \alpha < 0 \quad (26)$$

3. ANALYSE ET ORDRES DE GRANDEUR

Les hypothèses et les équations précédentes sont utilisées pour estimer l'énergie nécessaire au vol d'un avion ROBIN DR400 dont la puissance du moteur, la surface alaire et la masse au décollage sont respectivement égales à 86 kW (115 ch⁶), 13,6m² et 900 kg (dont 350 kg de charge utile). Si le vol s'effectue avec deux personnes de 75 kg à bord, la charge maximale de batteries à embarquer pour une même masse de moteur ne peut excéder 200 kg. Pour ces valeurs et une vitesse de rotation de 100 km/h, les coefficients de traînée C_x et de portance C_z avec un cran de volet sont, en montée, respectivement proches de 0,11 et 0,70. En croisière sans volet et une vitesse stabilisée à 200 km/h, ces mêmes coefficients deviennent respectivement égaux à 0,04 et 0,34, voir le tableau 1.

Envergure (m)	8,72	Sécurité (mn)	15
Surface alaire (m ²)	13,6	C_x montée	0,112
Corde moyenne (m)	1,56	C_z montée	0,699
Allongement (m)	5,6	C_{xi} montée	0,028
Charge utile (kg)	350	Taux de monté en m/s	5
Masse occupants (kg)	150	C_x croisière	0,036
Masse disponible (kg)	200	C_z croisière	0,343
Vitesse décollage (km/h)	100	C_{xi} croisière	0,007
Vitesse montée (km/h)	140	Finesse en croisière	9,3
Vitesse croisière (km/h)	200		
Durée vol (h)	1		

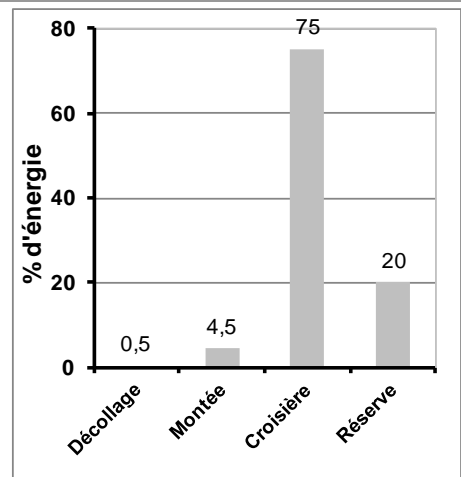


Tableau 1 - Caractéristiques associées à la configuration de base pour l'avion de référence et son cycle de vol. Les coefficients aérodynamiques en montée et croisière sont déterminés pour 100% et 75% de la puissance du moteur. Le rendement du moteur à l'hélice est pris égal à 0,8, voir le paragraphe 2.7.2.

Fig. 3 – Répartition des énergies consommées pour un vol effectif d'une heure. Valeurs à considérer en ordres de grandeur.

Pour un vol de soixante-quinze minutes sur un cycle comprenant un décollage, une prise d'altitude de 500 mètres (près de 1500 pieds), un vol en palier effectué à la vitesse de croisière et une réserve de sécurité de quinze⁷ minutes, l'énergie consommée s'élève à 81 kWh. La part du vol en croisière représente 75% de cette énergie et la distribution des énergies dissipées, exprimée en pourcentage, est reportée sur la figure 3. L'énergie dissipée étant principalement concentrée sur la phase de vol en croisière, la plus longue en durée, des réductions de traînée et/ou de vitesse de croisière et par suite de masse (relation (21)), constituent des axes à privilégier pour augmenter l'autonomie, réduire la consommation et diminuer la masse de batteries à embarquer dans le cas d'un vol électrique. Ces

⁶ ch pour cheval-vapeur, 1 ch = 735,5 Watt, différent du horse power américain = 745,7 Watt.

⁷ Cette durée, fixée aujourd'hui à 30 minutes, pourrait évoluer vers 15 minutes pour la formation et les évolutions s'effectuant à proximité (limites à définir) de l'aérodrome de départ.

valeurs sont déterminées à partir des relations établies au paragraphe 2 pour des rendements⁸ η égaux à 0,8 et en récupérant 30% de l'énergie associée à la perte d'altitude qui précède l'atterrissage.

Pour des batteries conditionnées⁹ d'énergie massique égale à 150¹⁰ Wh/kg et les caractéristiques de vol du tableau 1, la masse nécessaire de batteries pour effectuer le vol décrit précédemment s'élève à 540 kg, figure 7. La contrainte sur la masse embarquée de batteries (200 kg) nécessite alors de réduire de 63% la consommation d'énergie, qui ne peut excéder 30 kWh, en diminuant le coefficient de traînée C_x et/ou la vitesse de vol en croisière V et/ou la masse M de l'avion. Les influences de ces paramètres sur l'énergie consommée au cours du cycle et sur la masse de batteries sont reportées des figures 4 à 6. Les calculs s'effectuent à coefficients de portance C_z constants en négligeant les influences des réductions du coefficient global de traînée sur les vitesses de rotation et de montée de l'avion.

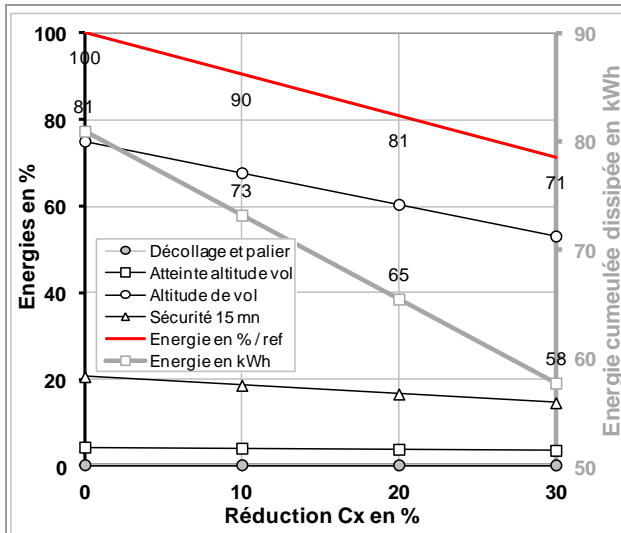


Fig. 4 – Pourcentages de réductions des énergies consommées sur le cycle (ordonnée de gauche) et énergie cumulée dissipée en kWh (ordonnée de droite) en fonction du pourcentage de réduction du **coefficient de traînée** de l'avion.

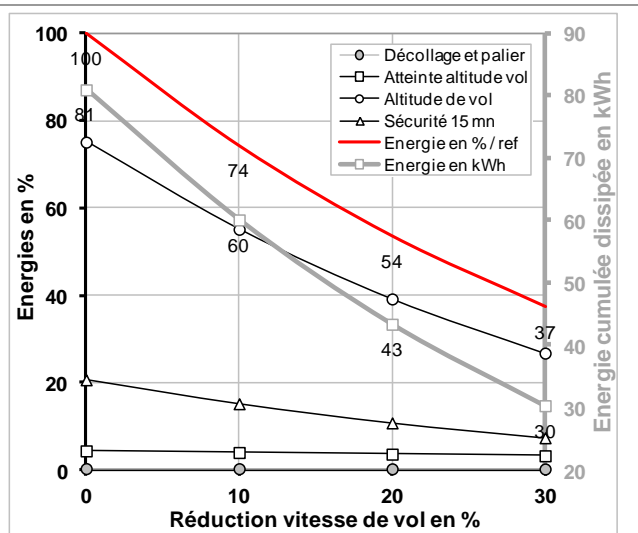


Fig. 5 – Pourcentages de réductions des énergies consommées sur le cycle (ordonnée de gauche) et énergie cumulée dissipée en kWh (ordonnée de droite) en fonction du pourcentage de réduction de la **vitesse de vol** de l'avion.

Les résultats reportés sur la figure 4 montrent que l'énergie consommée sur le cycle peut être réduite de 29% (100%-71%) lorsque la traînée diminue de 30% (évolution linéaire en palier en fonction du coefficient C_x , équation (18)). Cette réduction du coefficient de traînée s'obtient en travaillant la géométrie de la cellule, en réduisant l'impact aérodynamique du train d'atterrissage ainsi que la masse de l'avion pour diminuer le coefficient de portance et par suite la traînée induite par la portance, voir le paragraphe 2.6. À la réduction de traînée de 30% de la figure 4 est associée une diminution de 155 kg (540 kg - 385 kg, soit 29%) de la masse embarquée de batteries nécessaire pour l'évolution sur le cycle, voir la figure 7.

S'agissant de la vitesse de vol en croisière, les évolutions reportées sur la figure 5 montrent que l'énergie consommée sur le cycle diminue de 63% (100%-37%) lorsque la vitesse de vol peut être réduite de 30%. Dans ce cas, la masse de batteries nécessaire sur le cycle se réduit à 202 kg mais la

⁸ Les rendements de l'hélice propulsive et du moteur électrique sont respectivement compris entre 0,75 et 0,85, et proches de 0,95.

⁹ 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...).

¹⁰ 150 Wh/kg, énergie massique pour des batteries lithium-ions envisageable d'ici 10 ans, 140 Wh/kg aujourd'hui. Des énergies massiques supérieures à 1500 Wh/kg ont été obtenues pour des batteries aluminium-air et lithium-oxygène.

masse totale de l'avion doit diminuer de 540 kg (équation (22)) pour ne plus dépasser 360 kg (- 60%). Ce résultat suggère de rechercher un ajustement entre les réductions de traînée et de vitesse.

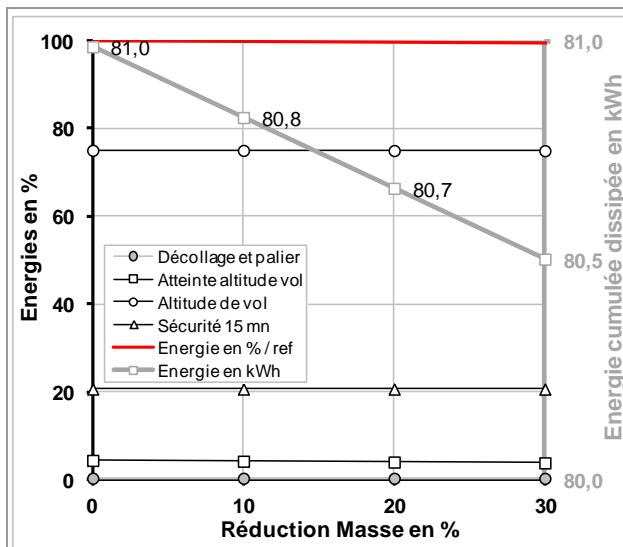


Fig. 6 – Pourcentages des réductions des énergies consommées sur le cycle (ordonnée de gauche) et énergie cumulée dissipée en kWh (ordonnée de droite) en fonction du pourcentage de réduction de la masse de l'avion.

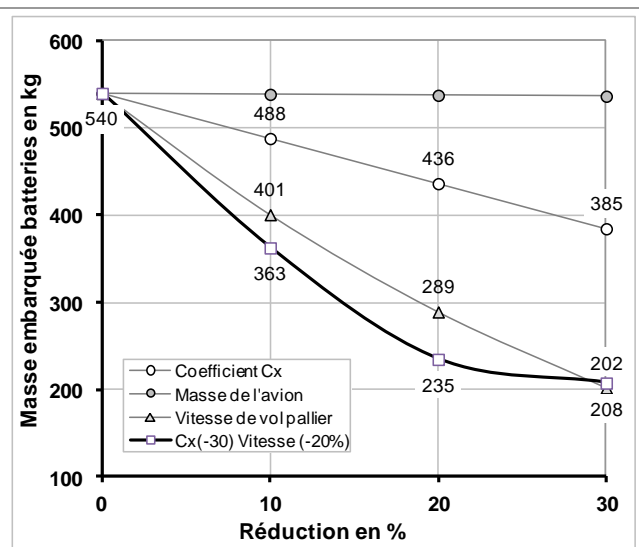


Fig. 7 – Évolutions de la masse embarquée de batteries en fonction du pourcentage de réduction pour le coefficient C_x , la vitesse de croisière et la masse de l'avion. Pour la **courbe noire**, la réduction de la vitesse de vol est limitée à 20%.

En choisissant de réduire de 30% la traînée aérodynamique et de limiter à 20% la réduction de vitesse (la vitesse en croisière est alors de **160 km/h**), la masse embarquée de batteries devient égale¹¹ à 208 kg, voir la figure 7. À cette réduction de vitesse est associée une diminution de 40% de la masse totale de l'avion qui ne peut alors dépasser **540 kg** $((1-0,40) * 900\text{kg})$ en charge. La différence de masse entre les moteurs thermique et électrique est favorable à cette réduction de masse qui nécessite cependant le recours à des principes de conception et des matériaux nouveaux (matériaux composites, aluminium...). Ces valeurs, vitesse et masse, considérées comme ordres de grandeur, s'identifient à celles retenues pour l'avion électrique désignée E-Fan, voir la rubrique "Caractéristiques techniques des avions" à la fin du document (page 20).

L'influence de la masse sur l'énergie consommée au cours du cycle n'apparaît pas explicitement, voir la figure 6. Son influence s'exerce principalement sur les durées du décollage, sur la prise d'altitude, sur la valeur du coefficient de portance nécessaire pour équilibrer le poids et par suite sur la traînée induite par la portance. La réduction de la masse constitue cependant un pré requis nécessaire pour limiter la vitesse de vol de l'avion et ajuster la géométrie de l'aile aux contraintes de vol, voir le paragraphe précédent et la relation (22).

Ces résultats montrent qu'il est possible de trouver des ajustements sur la traînée et la vitesse pour limiter la masse embarquée de batteries à 200 kg. Pour simplifier et s'agissant dans cet article d'identifier des solutions, les développements qui suivent s'effectuent sur la base de 200 kg de batteries.

¹¹ L'atteinte des 200 kg de batterie peut s'obtenir en réduisant de 33% le coefficient de traînée aérodynamique ou en augmentant le rendement η de la batterie à l'hélice, pris égal à 0,8 dans les calculs, voir la note de bas de page repérée à la page 8.

4. SCENARI DE RECHARGE

Différents scénarii sont proposés pour recharger un ou plusieurs packs de 200 kg de batteries d'énergie massique fixée¹² à 150 Wh/kg et les perspectives de mise en application sont adaptées en fonction des résultats. Sont successivement analysées les recharges à partir de panneaux photovoltaïques, par château d'eau, par volant d'inertie puis par roue à aubes. La recharge par éolienne n'est pas envisagée, sur ou à proximité d'un aéroport, pour des raisons de sécurité compte tenu de la couche limite terrestre qui nécessite des installations en hauteur et des effets de masque qui supposent des installations trop dispersées [13].

4.1 Recharge par panneaux photovoltaïques - Les avions étant généralement rangés dans des hangars de grandes dimensions, la couverture des toits par des panneaux à cellules photovoltaïques capables de recharger des batteries peut constituer une solution intéressante. Les estimations qui suivent sont déterminées pour des hangars dont les surfaces au sol varient de 50 à 500 m² puis de 500 à 1000 m². À ces surfaces sont associées des capacités maximales de stationnement de 9 et 18 avions.

Pour une constante solaire¹³ égale à 1360 Watt/m², la puissance solaire surfacique maximum reçue au sol lorsque le soleil est au zénith n'excède pas 1000 Watt/m² [14]. Cette puissance surfacique est fonction de la nébulosité, de la position azimutale du soleil, de l'heure dans la journée et peut augmenter dans un environnement réfléchissant. Pour prendre en compte l'incidence de ces paramètres sur la puissance réellement accessible, un facteur de charge est défini à partir du ratio entre la puissance moyenne effectivement fournie et la puissance maximale, dite de crête. En France, ce facteur de charge est de 0,133 et la puissance surfacique moyenne réellement disponible¹⁴ se réduit à 133 Watt/m² [14]. Les résultats qui suivent sont établis sur la base de cette puissance moyenne.

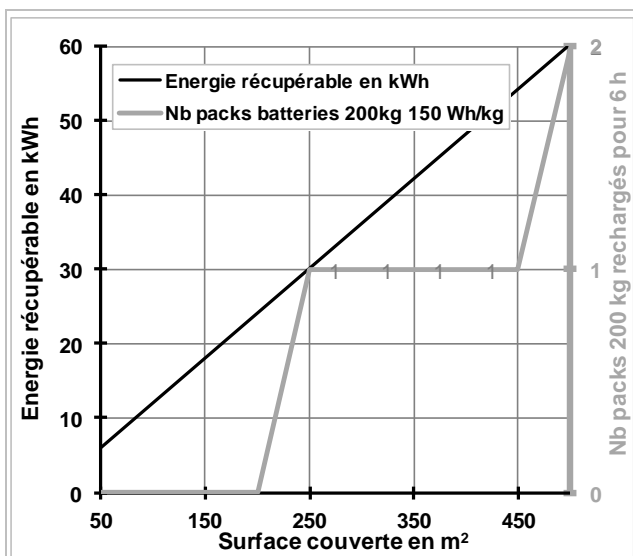


Fig. 8 – Énergie récupérable en kWh (ordonnée de gauche) et nombre de packs de batteries (ordonnée de droite) pouvant être rechargés en 6 heures d'ensoleillement en fonction de la surface de hangar couverte par des panneaux photovoltaïques.

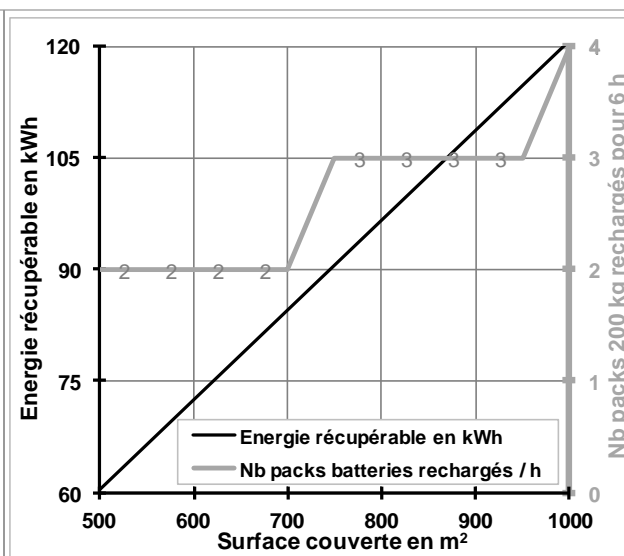


Fig. 9 – Énergie récupérable en kWh (ordonnée de gauche) et nombre de packs de batteries (ordonnée de droite) pouvant être rechargés en 6 heures d'ensoleillement en fonction de la surface de hangar couverte par des panneaux photovoltaïques.

¹² Pour rappel, cette valeur est une projection, une hypothèse de travail, voir la page 2 et les annexes A3 et A4.

¹³ Fonction de la distance au soleil, cette constante vaut 12300 Watt/m² sur Mercure et 600 Watt/m² sur Mars.

¹⁴ Cette puissance surfacique ne prend pas encore en compte les pertes de conversion de l'énergie solaire en énergie électrique.

Dans ces conditions et pour des rendements¹⁵ de 0,15 (soit 20 Watt/m²), l'énergie récupérable après 6 heures d'ensoleillement en fonction de la surface de hangar couverte est reportée sur la figure 8. L'énergie issue du voltaïque permet d'alimenter 2 packs de batteries de 200 kg lorsque la surface atteint 500 m². Cette configuration fournit l'énergie nécessaire à quatre¹⁶ vols d'instruction d'une heure pour un avion disposant du plein d'autonomie et de trois packs de batteries chargées avant le premier vol. Cette solution peut convenir à des aéroclubs qui disposent d'un avion électrique volant principalement en fin de semaine. Sur la figure 9 sont reportés les énergies récupérables et le nombre de packs de batteries qui peuvent être rechargés en 6 heures lorsque la surface couverte varie de 500 à 1000 m² (grand hangar).

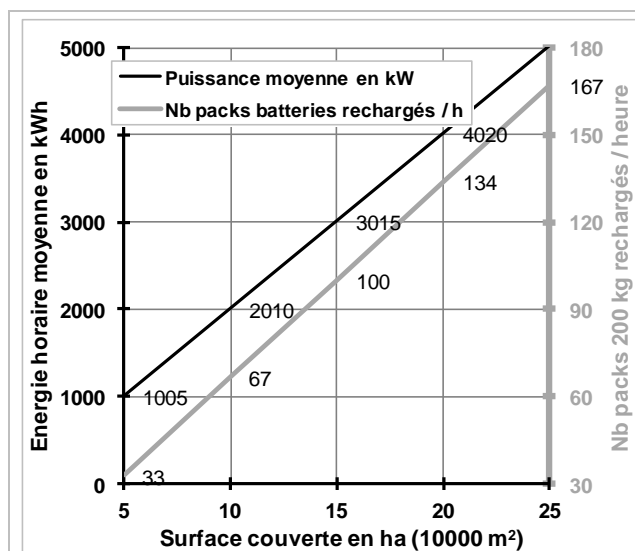


Fig. 10 – Énergie horaire moyenne en kWh (ordonnée de gauche) et nombre de packs de batteries (ordonnée de droite) pouvant être rechargés en 1 heure d'ensoleillement en fonction de la surface d'aérodrome couverte de panneaux photovoltaïques.

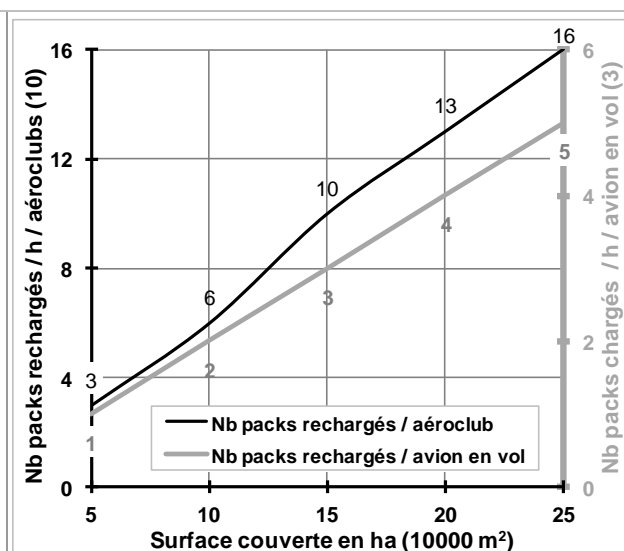


Fig. 11 – Nombre de packs de batteries rechargés (ordonnée de gauche) par aéroclub (10 aéroclubs) et par avion en vol (3 avions électriques / aéroclub, ordonnée de droite) pour 1 heure d'ensoleillement en fonction de la surface d'aérodrome couverte de panneaux photovoltaïques.

Au niveau de l'aérodrome¹⁷, l'installation de panneaux photovoltaïques sur une partie des surfaces en herbe inutilisées constitue une alternative plus intéressante. En admettant possible de recouvrir 10 à 50% de la surface d'un aérodrome¹⁸ de 50 ha (hectare), les énergies horaires produites et le nombre de packs de batteries de 200 kg rechargés en fonction de la surface couverte sont reportés figure 10. Les résultats montrent que 5 hectares permettent de recharger 33 packs de batteries en 1 heure, ce nombre s'élève à 165 lorsque la surface couverte atteint 25 hectares. Dans tous les cas, le dégagement hors-piste en cas de perte de contrôle au décollage ou à l'atterrissage peut être résolu en choisissant de positionner les panneaux solaires dans le même plan que la piste. Il peut même être envisagé de

¹⁵ Les meilleurs rendements de l'ordre de 0,25 sont obtenus à partir de silicium monocristallin mais leur coût de fabrication reste élevé. Des perspectives au moins équivalentes pour des coûts de fabrication cinq fois moins élevés sont envisagées en utilisant la pérovskite (titanate de calcium).

¹⁶ Cas d'un avion-école utilisé le week-end à condition d'avoir pu recharger 4 packs de batteries entre le lundi et le vendredi.

¹⁷ L'ancienne base militaire de Dreux-Louvilliers (OTAN) située à 95 km à l'ouest de Paris est recouverte de 741150 panneaux photovoltaïques sur 130 ha et délivre 60 MWc (460 kWhc/ha), sources Wikipédia [15] & Libération [16]. Centrale de Cestas, au sud de l'aéroport de Bordeaux/Mérignac, 250 ha, 1200 kWhc/ha.

¹⁸ Exemples de superficie d'aérodromes : Orléans Saint-Denis de l'Hôtel 65 ha, Toussus-Le -Noble 167 ha, Chavenay 47 ha, Saint-Cyr l'École 75 ha.

concevoir des pistes d'envol¹⁹ recouvertes de panneaux photovoltaïques assemblés sous un revêtement de verre antidérapant. L'expérimentation en cours²⁰ aux Pays-Bas et les revêtements photovoltaïques proposés par les sociétés Solar_Roadways²¹ et COLAS²² peuvent constituer des sources utiles d'informations [17-21]. En supposant que l'aérodrome de 50 hectares puisse regrouper 10 aéroclubs et 100 avions (aérodromes de la région parisienne), les nombres de packs de batteries rechargées par aéroclub et par avion sont reportés figure 11 (resp. ordonnées de gauche et de droite). Les résultats montrent que 5 hectares, soit 10% de la surface totale, suffisent pour recharger en une heure 3 packs de batteries pour chacun des 10 aéroclubs. Cette capacité permet d'assurer la recharge d'au plus trois avions en vol. Avec 25 hectares, il devient possible de recharger 16 packs de batterie par aéroclub et par heure. La possibilité d'installer un parc de panneaux photovoltaïques en lisière ou sur les axes de pistes peut alors constituer un début de réponse écologique au développement des aérodromes autonomes. Des améliorations importantes sur le rendement des cellules photovoltaïques et sur la capacité de stockage d'énergie des batteries restent cependant nécessaires pour pérenniser cette solution.

4.2 Recharge par volant d'inertie - Des volants d'inertie enterrés peuvent être utilisés pour stocker de l'énergie mécanique de rotation qui est ensuite convertie en énergie électrique pour recharger les batteries. En désignant par J le moment d'inertie du volant et par Ω , la vitesse de rotation, l'énergie cinétique de rotation est donnée par :

$$W = \frac{1}{2} J \Omega^2 \quad (27)$$

La mise en rotation des volants d'inertie s'effectue à l'aide d'un moteur électrique alimenté durant les périodes tarifaires favorables et l'énergie de rotation est convertie à la demande en énergie électrique. Dans les développements qui suivent, deux types de volant d'inertie sont envisagés. Un volant d'inertie construit sur la base d'un cylindre plein et un volant d'inertie construit sur la base d'un cylindre creux. Les moments d'inertie de ces cylindres sont respectivement donnés par :

$$J_z^p = \frac{1}{2} M^p R_c^2 \quad (28)$$

$$J_z^{cc} = \frac{1}{2} M^{cc} (R_c^2 + R_i^2) \quad (29)$$

À masse identique, l'intérêt du cylindre creux réside dans son moment d'inertie plus important (relation (27)). Les calculs sont effectués en choisissant de restreindre les valeurs des vitesses de rotation et les rayons extérieurs des volants d'inertie afin d'éviter d'atteindre des vitesses soniques à la périphérie des corps en rotation (environ 340 m/s dans l'air à la température de 20°C).

Pour des rendements égaux à l'unité, le nombre de packs de batteries de 200 kg pouvant être rechargés est reporté sur la figure 12. Un volant d'inertie plein de hauteur $H=0.5$ m, de rayon $R_c=1$ mètre, dont la vitesse de rotation est au plus égale à 3000 tr/mn permet de recharger au mieux 3 packs de batteries de 200 kg. La recharge de 25 packs nécessiterait alors l'installation de 9 volants d'inertie. Les problèmes de sûreté de fonctionnement, associés au besoin d'espace pour loger les volants d'inertie, aux coûts d'excavation et d'installation et à la faible capacité de recharge, rendent cette **solution peu**

¹⁹ Une piste d'envol de 1000 m sur 70 m de large (généralement entre 50 et 100 m) offre une surface de 7 ha pour la captation d'énergie solaire.

²⁰ Projet SolaRoad, 70 mètres de piste cyclable recouverte de panneaux photovoltaïques de 2,5 m x 3,5 m sous un revêtement de verre antidérapant [17-18].

²¹ Un projet de route recouverte de panneaux photovoltaïques est en cours aux États-Unis [19].

²² La société COLAS en lien avec l'Institut National de l'Énergie Solaire propose un revêtement désigné Wattway qui s'installe sur les routes existantes et permet la circulation de tous les véhicules. Ce revêtement peut alimenter en électricité l'éclairage public, le mobilier urbain, les bâtiments, les commerces et les entreprises [20-21].

intéressante.

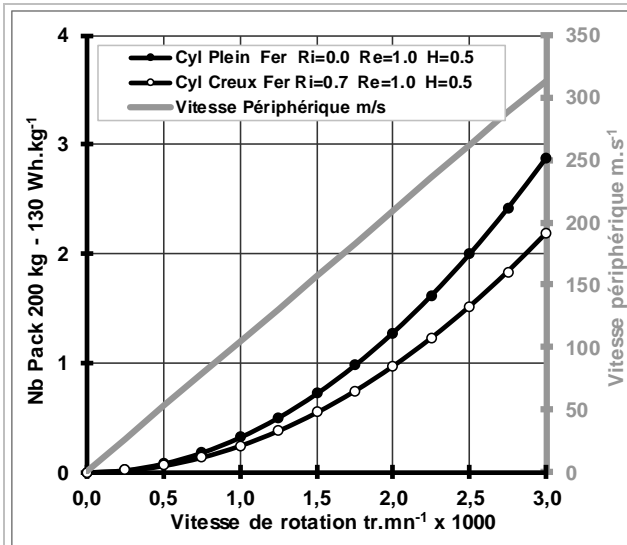


Fig. 12 – Nombre de packs de batteries (ordonnée de gauche) pouvant être rechargées par des volants d'inertie, cylindres plein et creux, en fonction de la vitesse de rotation en tr/mn. Les vitesses périphériques sont reportées sur l'ordonnée de droite.

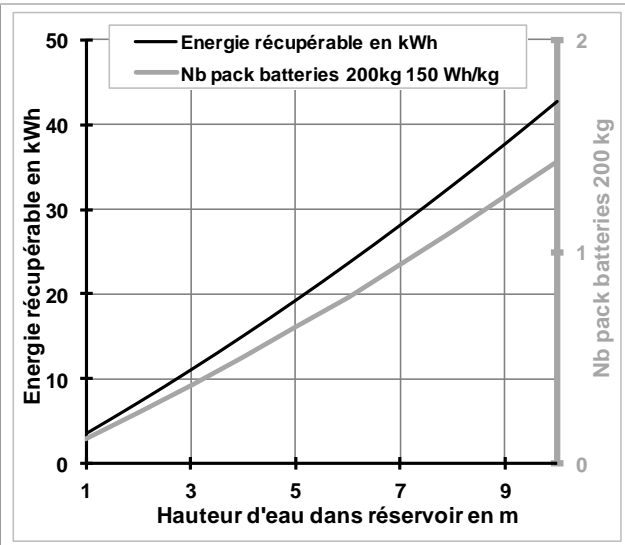


Fig. 13 – Énergie récupérable (ordonnée de gauche) et équivalence en nombre de packs de batteries de 200 kg (ordonnée de droite) en fonction de la hauteur d'eau d'un réservoir de 10 m de diamètre situé à 20 m au-dessus du sol.

4.3 Recharge par château d'eau - La présence d'un château d'eau à proximité d'un aéroport peut constituer une solution pour stocker de l'énergie et produire, à la demande et par l'intermédiaire d'un réseau de turbines Francis et d'alternateurs, l'énergie électrique nécessaire à la recharge des batteries. En désignant par M_e (kg), la masse d'eau contenue dans le réservoir dont la base est située à la hauteur H du sol, l'énergie potentielle disponible est donnée par :

$$W = M_e g H \quad (30)$$

Comme pour le volant d'inertie, le pompage de l'eau vers le haut du château d'eau s'effectue durant les périodes tarifaires favorables et l'énergie potentielle est convertie à la demande en énergie électrique.

Les résultats sont établis sur la base d'un réservoir cylindrique de rayon égal à 5 m. La base du réservoir est située à 20 m du sol, les pertes de charge dans le circuit fluide qui relie le réservoir à la turbine Francis sont négligées et le rendement de la turbine est fixé à 0.80 (valeur généralement comprise entre 0.80 et 0.95). Pour ces conditions, les énergies disponibles à la recharge et leurs équivalences en packs de batteries de 200 kg calculées en fonction de la hauteur d'eau du réservoir sont reportées figure 13. Les résultats montrent qu'une colonne d'eau dont le diamètre et la hauteur sont égaux à 10 m ne permet pas de recharger plus de 200 kg de batteries (ensemble standard pour un avion-école électrique). Cette **solution n'est pas réaliste**.

4.4 Recharge par roue à aubes - La proximité d'un cours d'eau peut être utilisée pour recharger des batteries et contribuer à développer l'autonomie d'un aéroclub ou d'un aéroport. Un modèle analytique est proposé pour quantifier la durée de recharge d'un pack de batteries capable d'assurer le vol décrit au paragraphe 3.

4.4.1 Le modèle analytique - Le modèle analytique est constitué d'une roue sur laquelle sont distribuées K aubes réparties régulièrement à sa périphérie [22], figure 14. Le centre de roue est positionné au-dessus de la surface libre à une distance a du plan du courant d'eau pour ne pas générer de mouvement de rotation inverse à la rotation générée par les aubes situées sous l'axe de rotation. La masse volumique de l'eau est notée ρ_e et la vitesse du courant est supposée constante et notée U_q .

La masse volumique des aubes est notée ρ_a et chaque aube de longueur $2L$, d'envergure E et d'épaisseur e est disposée symétriquement par rapport à la périphérie du disque de roue de rayon R_o , voir les figures 14 et 15. Les extrémités des aubes sont alors respectivement positionnées aux rayons R_o+L et R_o-L et le centre de gravité de chaque aube noté G appartient au cercle de rayon R_o .

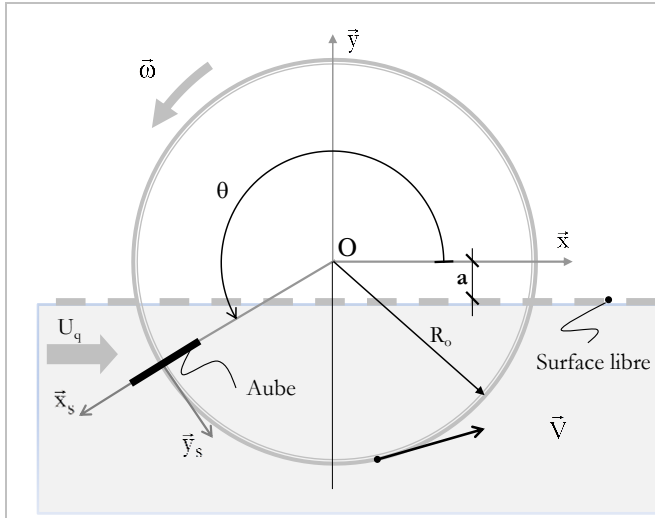


Fig. 14 – La roue à aubes avec les repères fixe (O, \bar{x}, \bar{y}) et mobile $(O_s, \bar{x}_s, \bar{y}_s)$. Les origines des deux repères sont confondues.

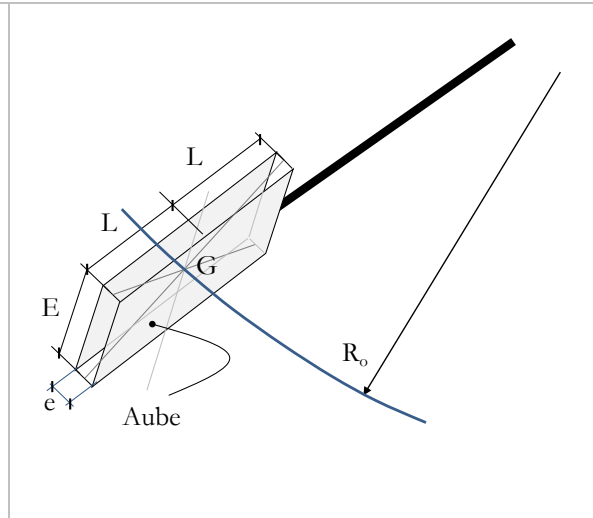


Fig. 15 – L'aube, élément unitaire, de longueur ou de corde égale à $2L$, d'épaisseur e et de centre de gravité G .

Le mouvement est plan à axe fixe et s'effectue dans les repères fixe et mobile respectivement désignés $(O, \bar{x}, \bar{y}, \bar{z})$ et $(O_s, \bar{x}_s, \bar{y}_s, z)$ avec $\bar{z} = \bar{x}_s \wedge \bar{y}_s = \bar{x} \wedge \bar{y}$ où les centres O et O_s sont confondus. Le repère mobile est lié à une aube dont la position angulaire est repérée par l'angle θ , figure 14.

Chaque aube immergée²³ est soumise aux efforts dont les intensités varient en fonction de la position θ . En désignant par i l'indice de l'aube parmi les K aubes partiellement ou totalement immergées, par m_i la masse de chaque aube, T_i l'effort de liaison de l'aube avec la roue, S_i la surface de l'aube dans un plan radial de la roue, F_{E_i} l'effort résistant, les équations du mouvement projetées sur les axes \bar{x}_s , \bar{y}_s et \bar{z} du repère mobile sont à l'équilibre²⁴ donnés par :

$$\sum_{i=1}^K -m_i g \sin \theta_i + \rho_e S_i e g \sin \theta_i - T_i = -R_o \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 \sum_{i=1}^K m_i \quad \text{avec } m_i = \text{cte} \quad \forall i \in [1, K] \quad (31)$$

$$\sum_{i=1}^M -m_i g \cos \theta_i + \rho_e S_i e g \cos \theta_i - A_i \frac{\rho}{2} S_i C_x (U_q \sin \theta_i + V_o)^2 + \sum_{i=1}^M -f_{E_i} + B_i \rho_e S_i U_q (V_o + U_q \sin \theta_i) \sin \theta_i = 0 \quad (32)$$

avec $A_i=0$ et $B_i=1$ si la vitesse du fluide est supérieure à la vitesse tangentielle de l'aube au rayon R_o , $A_i=1$ et $B_i=0$ si la vitesse du fluide est inférieure à la vitesse de l'aube au rayon R_o , $\alpha_i = \theta + (i-1)\Delta\theta$ avec²⁵ $\Delta\theta$ l'angle entre deux aubes adjacentes et $\alpha_i \in [\theta_2, 3\pi - \theta_2]$ et V_o , la vitesse à l'équilibre (vitesse

²³ Les effets du poids sur les aubes non immergées ne sont ici pas pris en compte.

²⁴ Hors équilibre, le mouvement est associé à une équation différentielle du second ordre à coefficients harmoniques en sinus et cosinus qui n'a pas de solution analytique.

²⁵ Sans prendre en compte la phase comprise entre le début de l'immersion et la fin complète de l'immersion de l'aube (simplification liée à l'objectif qui consiste à établir des ordres de grandeur).

constante associée à un mouvement permanent).

L'équation précédente s'exprime sous forme d'un trinôme du second degré en V_o défini par :

$$a V_o^2 + b V_o + c = 0 \quad (33)$$

où les coefficients a, b et c sont respectivement donnés par :

$$a = \sum_{i=1}^M -A_i \frac{\rho_e}{2} S_i C_x \quad (34)$$

$$b = \sum_{i=1}^M \rho_e S_i U_q (B_i - A_i C_x) \sin \alpha_i \quad (35)$$

$$c = \sum_{i=1}^M \left[\rho_e S_i U_q^2 (B_i - A_i \frac{C_x}{2}) \sin^2 \alpha_i + (\rho_e - \rho_a) S_i e g \cos \alpha_i - f_{E_i} \right] \text{ avec } f_{E_i} = \frac{F_E}{K} \quad (36)$$

Au trinôme donné par l'équation (33) sont associées les deux racines réelles V_o^1 et V_o^2 données par :

$$V_o^{1,2} = \frac{-b \pm \sqrt{\Delta}}{2a} \quad (37)$$

La vitesse d'équilibre V_o est associée à la racine à valeur positive.

4.4.2 Puissance fournie à la roue par chacune des aubes - La puissance fournie à la roue est fonction de la quantité de mouvement introduite par le courant incident sur chaque aube immergée et de la vitesse tangentielle de rotation V . À l'instant de date t , la puissance fournie à la roue par l'aube positionnée à l'angle θ est donnée par :

$$W_{a/r}(t) = \rho_e S U_q V(t) (V(t) + U_q \sin \theta) \sin \theta \quad (38)$$

Pour l'ensemble des K aubes immergées qui participent au transfert de quantité de mouvement du courant à la roue et pour la vitesse tangentielle instantanée de rotation $V(t)$, la puissance transmise à la roue s'obtient à partir de la relation :

$$W_{roue}(t) = \sum_{i=1}^M B_i \rho_e S_i U_q V(t) (V(t) + U_q \sin \alpha_i) \sin \alpha_i \quad (39)$$

avec $B_i=1$ si la vitesse du fluide projetée sur la tangente au cercle de rayon R_o est supérieure à la vitesse tangentielle $V(t)$ de l'aube au rayon R_o et $B_i=0$ si la composante tangentielle de la vitesse du fluide est inférieure à la vitesse $V(t)$ de l'aube au rayon R_o . L'angle α_i est l'angle défini au paragraphe précédent.

Lorsque le régime d'équilibre est atteint, la puissance fournie à la roue à chaque instant devient :

$$W_{roue}^o = \sum_{i=1}^M B_i \rho_e S_i U_q V_o (V_o + U_q \sin \alpha_i) \sin \alpha_i \quad (40)$$

pour les angles α_i compris dans l'intervalle $[\theta_2, 3\pi - \theta_2]$ avec θ_2 , l'angle d'immersion totale de l'aube et $3\pi - \theta_2$, l'angle de début de la fin d'immersion (sortie de l'aube de l'eau).

Il est important de remarquer que la puissance fournie à la roue par chacune des aubes dépend de leur position par rapport au plan de la surface libre de l'eau. Quel que soit l'angle θ , la puissance augmente avec l'accroissement de la quantité de mouvement qui croît avec l'augmentation de la vitesse relative de l'eau par rapport à l'aube et la diminution de la vitesse de rotation V de la roue. Une solution

consiste alors à rechercher un compromis qui permette de réduire la vitesse de rotation V de la roue sans pénaliser²⁶ la puissance (le produit de l'effort moteur par la vitesse tangentielle de rotation).

4.4.3 Résultats - L'analyse précédente est utilisée pour estimer le nombre d'heures nécessaire pour recharger au moins un pack de batteries de 200 kg. Les batteries sont reliées à un générateur de charge constitué d'une roue à aubes qui fonctionne sur son régime d'équilibre (la vitesse de rotation de la roue est supposée constante, notation V_o , relation (33)). Le rayon R_o de la roue est égal à 0,800 m et la demi-longueur, l'envergure et l'épaisseur de chacune des aubes sont respectivement égales à 0,300 m, 0,700 m et 0,005 m. L'installation d'une roue à aubes sur un cours d'eau nécessitant de nombreuses autorisations, ces dimensions sont choisies pour rester cohérentes avec le budget d'un aéroclub et pour que la roue puisse être facilement démontable et transportable sur une remorque. L'axe de rotation de la roue est situé à une distance $a=0,020$ m au-dessus de la surface libre. La roue et les aubes sont constituées d'un matériau de masse volumique $\rho_a=600$ kg/m³.

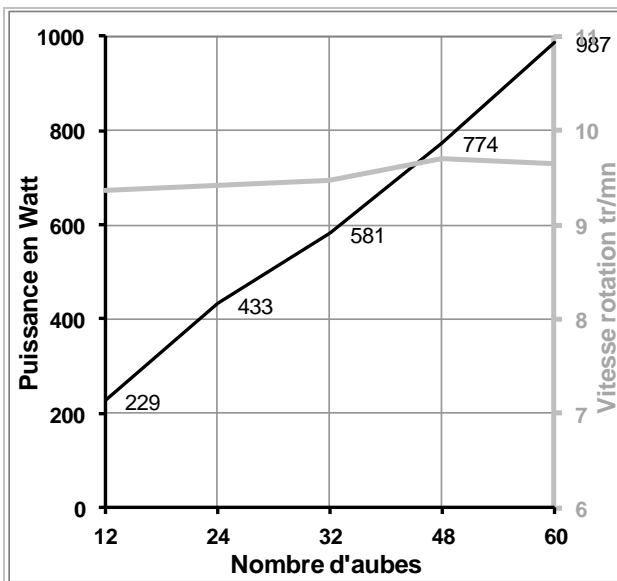


Fig. 16 – Puissances fournies à la roue en Watt (ordonnée de gauche) et vitesses de rotation de la roue en tr/mn (ordonnée de droite) pour le régime d'équilibre décrit par l'équation (32).

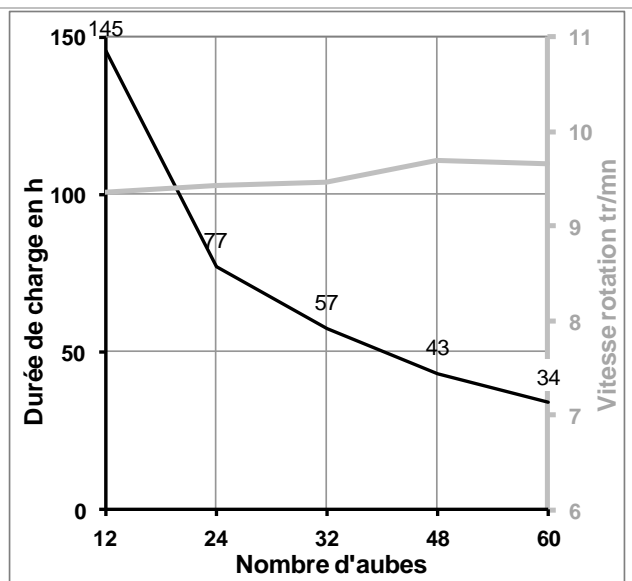


Fig. 17 – Durées de recharge en heure (ordonnée de gauche) et vitesses de rotation en tr.mn⁻¹ (ordonnée de droite) pour le régime d'équilibre décrit par l'équation (32). Les durées sont calculées pour un rendement de conversion d'énergie égal à 0.90.

Les calculs sont effectués pour des roues constituées d'un nombre $K=12, 24, 32, 48$ et 60 aubes distribuées régulièrement et positionnées symétriquement sur un cercle de rayon R_o . Compte tenu de la géométrie, des aubes d'indice i subissent l'influence des aubes d'indice $i-1$.

La vitesse²⁷ de débit du courant est égale à 1 m/s¹ et le coefficient de traînée hydrodynamique de chacune des aubes pour des vitesses relatives négatives²⁸ du fluide par rapport à l'aube égal²⁹ à $1,00$ [23]. Le couple résistant³⁰ et le rendement associés au système de production d'électricité sont

²⁶ La puissance augmente avec la vitesse tangentielle de rotation de la roue notée V_o .

²⁷ Cette vitesse, égale à $3,6$ km/h, est cohérente avec les valeurs des courants des grands fleuves. À titre d'exemple, la vitesse du courant de la Seine varie de 1 à 4 km/h, 4 km/h en période de crue.

²⁸ La vitesse tangentielle de rotation de la roue est **supérieure** à la composante de la vitesse du courant projetée sur la normale à l'aube. **Le fluide n'introduit pas de quantité de mouvement.**

²⁹ Cette valeur est caractéristique d'une plaque plane disposée perpendiculairement à la direction du courant incident.

³⁰ Valeur à actualiser en fonction de la chaîne de production électrique considérée.

respectivement égaux à 4 N.m et 0,90³¹. Les calculs s'effectuent enfin en choisissant de négliger³² les effets négatifs³³ de sillage entre les aubes immergées. Les puissances, les vitesses de rotation et les durées de recharge pour chacune des configurations de roues constituées de 12, 24, 32, 48 et 60 aubes sont reportées figures 16 et 17. La puissance³⁴ fournie à la roue augmente rapidement et la vitesse de rotation de la roue croît faiblement tandis que la durée de recharge diminue avec le nombre d'aubes de la roue. La puissance délivrée par la roue varie de 229 à 987 Watt pour des vitesses angulaires de rotation et des durées de recharge respectivement comprises entre 9.4 et 9.7 tr/mn d'une part et entre 145 et 34 heures d'autre part. Ces durées peuvent être réduites en augmentant l'envergure E ou la corde 2L des aubes ou encore en augmentant la vitesse de débit du courant d'eau à l'aide d'un convergent³⁵ positionné en amont de la roue. Pour un nombre d'aubes K égal à soixante, le nombre d'heures pour recharger 200 kg de batteries est au mieux égal à 34 heures, figure 17. Cette durée n'est pas compatible avec le besoin de recharge d'un avion effectuant des rotations successives d'une heure de vol mais peut constituer une solution de recharge complémentaire.

5. CONCLUSION

Des relations analytiques sont établies pour les puissances et les énergies nécessaires au décollage, à la mise en palier, à la prise d'altitude et au vol en croisière. Ces relations permettent de quantifier les énergies consommées sur une heure de vol par un avion DR400 disposant de 350 kilogrammes de charge utile dont 150 kg pour les occupants et 200 kg pour l'énergie embarquée. Ces valeurs sont utilisées pour identifier les évolutions à apporter sur le coefficient de traînée, la vitesse et la masse totale de l'avion afin de permettre un vol électrique sans modifier la charge utile. Les calculs sont effectués pour des batteries conditionnées d'énergie massique réellement utilisable fixée à 150 Wh/kg.

Dans cette perspective, les résultats montrent qu'un vol électrique d'une heure devient possible pour des vols d'entraînement effectués à proximité des aérodromes à condition de réduire la traînée aérodynamique de 30%, la vitesse de croisière de 20% et la masse totale de l'avion de 40%. Les calculs sont effectués en intégrant une réserve d'énergie de 15 minutes pour la sécurité. Les ordres de grandeur issus des calculs sont cohérents avec les caractéristiques, masse et vitesse, de l'avion électrique E-Fan développé par Airbus.

Différentes solutions sont proposées pour la recharge de packs de 200 kg de batterie. Sont successivement analysées les recharges à l'aide de panneaux photovoltaïques, par volant d'inertie, par château d'eau puis par roue à aubes.

La recharge par panneaux photovoltaïques est étudiée en imaginant recouvrir tout ou partie d'un hangar d'avions dont la surface au sol varie de 50 à 1000 m². Pour des rendements moyens proches de 0,15, l'énergie issue du soleil permet d'alimenter deux packs de batteries de 200 kg avec 500 m². Cette configuration fournit l'énergie nécessaire à quatre vols d'instruction d'une heure pour un avion électrique disposant du plein d'autonomie et de trois packs de batteries chargées avant le premier vol. Cette configuration, qui nécessite un investissement important au niveau batteries, peut convenir à des aéroclubs disposant de deux ou trois avions (club d'une soixantaine de membres) pour des vols d'instruction à effectuer en fin de semaine.

³¹ Le rendement d'un alternateur est proche de 0,95.

³² Chaque aube est parfaitement alimentée par l'écoulement incident, les aubes sont toutes situées "au courant" par analogie avec le terme "au vent" couramment utilisé dans la marine à voiles.

³³ Les calculs associés aux développements analytiques montrent que la puissance récupérée à la roue peut être divisée par 10.

³⁴ L'évolution de la puissance en fonction du nombre d'aubes est quasi linéaire.

³⁵ L'objectif consiste à réduire la section de passage offerte au fluide dans le plan vertical qui passe par l'axe de roue pour augmenter la vitesse de débit (le produit de la vitesse par la section est constant).

Au niveau de l'aérodrome, l'installation de panneaux photovoltaïques sur une partie des surfaces en herbe inutilisées par les avions constitue une alternative intéressante. Pour un aérodrome de 50 hectares, 5 hectares (resp. 25) suffisent pour recharger 33 packs (resp. 167) de batteries toutes les heures. Pour 10 aéroclubs et 100 avions, cette superficie fournit trois recharges par heure et permet d'assurer l'enchaînement des vols pour 3 avions.

Pour les conditions retenues dans ce papier, la solution par volant d'inertie permet au mieux de recharger trois packs de batteries. La solution basée sur le château d'eau permet de recharger au plus un pack de 200 kg de batteries et peut difficilement s'envisager sur un aérodrome compte tenu des risques de collision. Ces deux solutions nécessitant de recourir à des ressources extérieures d'énergie en période creuse ne peuvent pas être considérées comme des solutions capables de rendre un aérodrome autonome. La solution par roue à aubes, facilement démontable et transportable, liée à l'accès d'un cours d'eau, ne répond enfin pas au besoin.

Les recherches menées pour développer l'efficacité des cellules photovoltaïques et l'énergie massique des batteries suggèrent des perspectives d'autonomie qui rendent crédible la perspective de vols électriques sur plusieurs heures. D'importants efforts sont aujourd'hui engagés dans ces domaines [24] qui intéressent l'ensemble des acteurs et clients des secteurs des transports.

Ce travail n'a enfin pas la volonté de lister de manière exhaustive l'ensemble des solutions qui pourraient être imaginées pour développer l'autonomie des aéroclubs et des aérodromes. D'autres solutions comme la géothermie ou l'utilisation de chutes d'eau... peuvent être envisagées mais dépasseraient le cadre initial de ce travail dont l'objectif est de poser les éléments d'une première réflexion destinée à guider un travail prospectif plus détaillé.

Remerciements

L'auteur remercie les membres de la commission "Aviation Légère et Machines Dérivées" de l'Association Aéronautique et Astronautique de France (3AF) à l'origine de l'idée de ce travail.

6. RÉFÉRENCES

- [1] <http://machinedesign.com/news/solar-powered-uav-flies-two-days-straight>
- [2] <http://www.electravia.fr/electra.php> (avion Electra).
- [3] <http://www.electravia.fr/alatus.php> (moto-planeur Alatus).
- [4] <http://www.electravia.fr/mc15e.php> (bimoteur Cri-Cri électrique).
- [5] <http://www.developpement-durable.gouv.fr/L-E-FAN-d-EADS-un-projet-soutenu.html>.
- [6] http://www.highflyer.airbus-group.com/04_2013_efan_and_ethrust.html
- [7] <http://www.industrie-techno.com/decollage-prometteur-pour-l-avion-electrique-e-fan-d-airbus.29587>
- [8] <http://fr.wikipedia.org/wiki/E-Fan>
- [9] http://www.info-pilote.fr/WATTsUP-l-electrique-de-Pipistrel_a786.html
- [10] <http://www.solarimpulse.com>
- [11] Peter G. Bruce, J.M. Tarascon *et al*; *Li-O₂ and Li-S batteries with high energy storage*, Nature Materials 11, pages 19–29, January 2012, doi : 10.1038/nmat3191. Voir le site : <http://www.nature.com/nmat/journal/v11/n1/full/nmat3191.html?message-global=remove>
- [12] Kuentzmann P. et Théron G. ; *Les accumulateurs électrochimiques (batteries), Limites d'utilisation sur les avions*, Académie de l'Air et de l'Espace, 20 janvier 2015, Paris.
- [13] Le Gourières; *Les éoliennes, théorie, conception et calcul pratique*, Éditions du Moulin Cadiou, diffusion EYROLLES-GEODIF/SODIS, ISBN 9-782953004106.
- [14] http://fr.wikipedia.org/wiki/%C3%89nergie_solaire_photovolta%C3%AFque
- [15] <http://fr.wikipedia.org/wiki/Crucey-Villages>
- [16] <http://www.liberation.fr/terre/2012/09/28/inauguration-d-une-vaste-centrale-solaire-en->

- eure-et-loir_849599#end
- [17] <http://phys.org/news/2014-11-solaroad-world-solar-path-netherlands.html>
- [18] <http://www.treehugger.com/solar-technology/solaroad-opens-first-solar-bike-path.html>
- [19] http://en.wikipedia.org/wiki/Solar_Roadways
- [20] <http://www.wattwaybycolas.com/>
- [21] <http://www.ines-solaire.org/>
- [22] Gilliéron P.; *Recharge de batteries sur sites isolés, la solution hydraulique par roue à aubes*, article AP, 2012.
- [23] Hoerner S.F.; *Résistance à l'avancement dans les fluides*, Gauthier-Villard, Paris, 1965.
- [24] Tarascon JM ; *L'énergie : stockage électrochimique et développement durable*, leçons inaugurales du Collège de France, Chimie des solides et de l'énergie, Fayard, ISBN 978.2213662459.

7. CARACTÉRISTIQUES TECHNIQUES DES AVIONS

Avion de référence à moteur thermique, avion ROBIN DR400 120.

Envergure (m)	8,72
Longueur (m)	6,96
Surface alaire (m ²), pour corde 1 m	13,6
Masse à vide (kg)	550
Masse maxi (kg)	900
Puissance du moteur (kW)	86
Batteries	
Autonomie (litres)	110
Vitesse de rotation (km/h)	100
Vitesse de croisière (km/h)	200
Cx (croisière, $\sigma=0,75$ (puissance 75%))	0,036
Cz (croisière, $\sigma=0,75$ (puissance 75%))	0,343
Finesse en croisière	9,3
Vitesse maximale (km/h)	240
Vitesse en finale (km/h)	120
Cx (en lisse, $\sigma=10\%$, pente -4°) estimé	0,824
Cz (en lisse, pente -4°) estimé	0,952
Date du premier vol	1975

Avion électrique Électra

Envergure (m)	9
Longueur (m)	7
Surface alaire (m ²), pour corde 1 m	9
Finesse annoncée	13
Masse à vide (kg)	115
Masse maxi (kg)	265
Puissance du moteur (kW)	19
Batteries	47 kg, lithium polymère
Autonomie (h/mn)	48 minutes pour le premier vol
Vitesse de rotation (km/h)	60 (estimé)
Vitesse de croisière (km/h)	90
Cx (croisière, $\sigma=0,75$ (puissance 75%))	0,13 (estimé)
Cz (croisière, $\sigma=0,75$ (puissance 75%))	0,76 (estimé)
Finesse en croisière	5,6
Vitesse maximale (km/h)	
Vitesse en finale (km/h)	60

Cx (en lisse, $\sigma=10\%$, pente -4°) estimé	1,127
Cz (en lisse, pente -4°) estimé	1,694
Date du premier vol	23 décembre 2007

Avion électrique E-Fan

Envergure (m)	9,5
Longueur (m)	6,7
Surface alaire (m ²), pour corde 1 m	9,5
Finesse annoncée	16
Masse à vide (kg)	
Masse maxi (kg)	550
Puissance du moteur (kW)	60
Batteries	lithium polymère (120 cellules)
Autonomie (h/mn)	45 mn à 1 h
Vitesse de rotation (km/h)	110
Vitesse de croisière (km/h)	160
Cx (croisière, $\sigma=0,75$ (puissance 75%))	0,07 (estimé)
Cz (croisière, $\sigma=0,75$ (puissance 75%))	0,47 (estimé)
Finesse en croisière	6,6
Vitesse maximale (km/h)	220
Vitesse en finale (km/h)	120 (estimée)
Cx (en lisse, $\sigma=10\%$, pente -4°)	0,808 (estimé)
Cz (en lisse, pente -4°)	0,833 (estimé)
Date du premier vol	11 mars 2014

Avion électrique WATTsUP (Pipistrel)

Envergure (m)	10,5
Longueur (m)	6,5
Surface alaire (m ²), pour corde 1 m	10,5 (estimée)
Finesse annoncée	
Masse à vide (kg)	350 (moteur complet avec liquides 25 kg)
Masse maxi (kg)	550
Puissance du moteur (kW)	60
Batteries	lithium polymère (6 packs de 20 kg, 120 kg)
Autonomie (h/mn)	
Vitesse de rotation (km/h)	74
Vitesse de croisière (km/h)	160
Cx (croisière, $\sigma=0,75$ (puissance 75%))	0,081 (estimé)
Cz (croisière, $\sigma=0,75$ (puissance 75%))	0,391 (estimé)
Finesse en croisière	4,9
Vitesse maximale (km/h)	180
Vitesse en lisse (km/h)	93(estimée)
Cx (en lisse, $\sigma=10\%$, pente -4°)	1,702
Cz (en lisse, pente -4°)	1,265
Date du premier vol	

Les calculs s'effectuent pour une masse volumique de l'air égale à 1,225 kg/m³ et une accélération de la pesanteur $g=9,81$ m/s².

8. ANNEXES

A1 : Énergie pour la traction - En vol rectiligne (palier, montée ou descente) et à l'équilibre, les forces qui s'exercent sur l'avion sont le poids, la traînée aérodynamique et la traction de l'hélice.

Poids : $\vec{P} = -Mg\vec{z}$ avec \vec{z} , vecteur unitaire dirigé de bas en haut suivant la verticale.

Force aérodynamique : $\vec{F}_{aéro} = -\frac{\rho}{2}SC_x V^2(t)\vec{l}$ avec \vec{l} , vecteur unitaire sur la trajectoire dirigé dans le sens du déplacement.

Traction de l'hélice : $\vec{F}_t = F_t \vec{l}$

Équation de la dynamique :
$$\frac{\rho}{2}SC_z V^2(t)\vec{z} - Mg\vec{z} + F_t \vec{l} - \frac{\rho}{2}SC_x V^2(t)\vec{l} = M \frac{d\vec{V}(t)}{dt}$$

Travail des forces extérieures :

$$\frac{\rho}{2}SC_z V^2(t)\vec{z} d\vec{l} - Mg\vec{z} d\vec{l} + F_t \vec{l} d\vec{l} - \frac{\rho}{2}SC_x V^2(t)\vec{l} d\vec{l} = M \frac{d\vec{V}(t)}{dt} d\vec{l}$$

$$\frac{\rho}{2}SC_z V^2(t) dl \sin(\vec{l}, \vec{x}) - Mg dl \sin(\vec{l}, \vec{x}) - \frac{\rho}{2}SC_x V^2(t) dl + F_t dl = M V(t) dV$$

Énergie pour la traction si $V=V(t)$ et $\gamma = cte$:

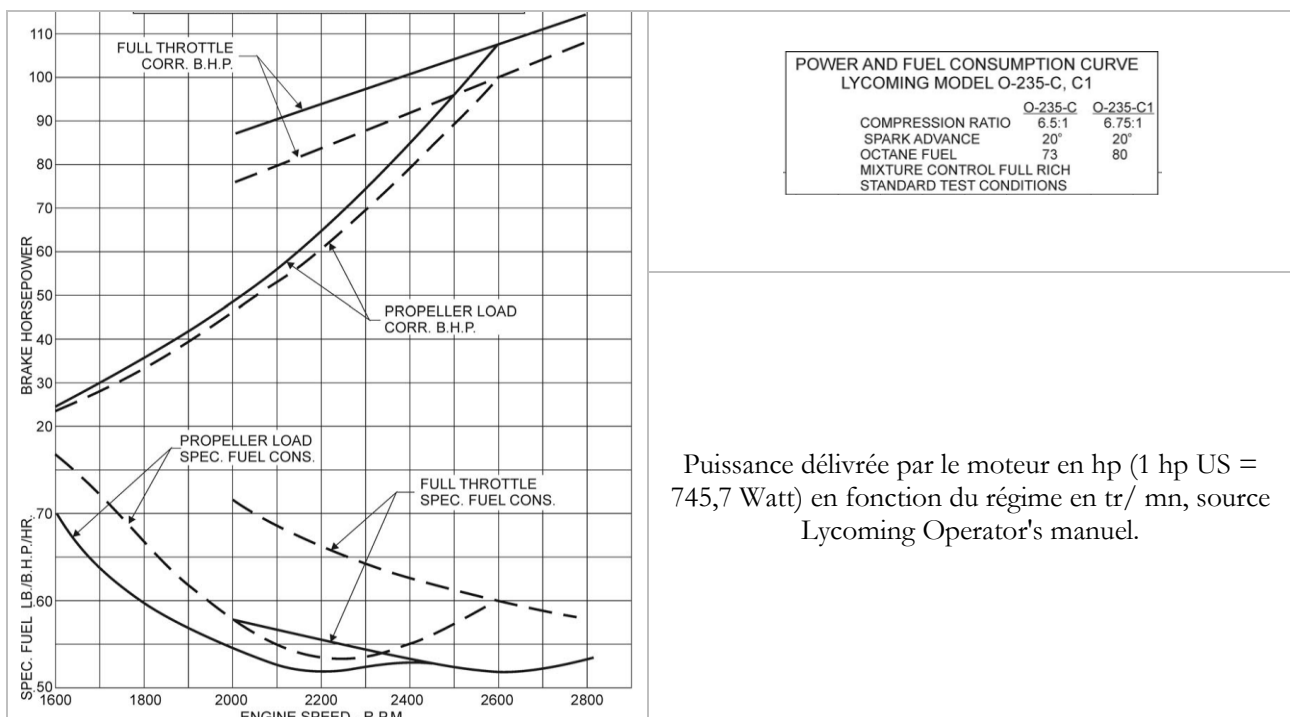
$$W_{traction}]_1^2 = \left[\frac{1}{2} M V \right]_1^2 + [Mgz]_1^2 + \frac{\rho}{2} SC_x \int_1^2 V^2 dl$$

$$= \left[\frac{1}{2} M V \right]_1^2 + [Mgz]_1^2 + \frac{\rho}{8} SC_x [V^4]_1^2$$

Énergie pour la traction si $V=cte$:

$$W_{traction}]_1^2 = [Mgz]_1^2 + \frac{\rho}{2} SC_x V^3 [t]_1^2$$

A2 : Courbe de puissance du moteur Lycoming O-235



A3 : Les batteries - Une batterie fournit l'électricité à partir de deux réactions électrochimiques réalisées sur deux électrodes baignant dans un électrolyte. À la cathode, un apport d'électrons permet de réduire un oxydant tandis qu'à l'anode, un réducteur est oxydé et libère des électrons. La valeur de chaque potentiel d'électrode est donnée par la loi de Nernst.

Lithium : le lithium est le plus léger des métaux, il possède un potentiel électrochimique élevé ($L_i^0 / L_i^+ = -3\text{Volt}$ par rapport à l'électrode normale à hydrogène) mais devient instable en présence d'eau et d'air. La batterie au lithium-ion n'est pas liée à un couple électrochimique mais **fonctionne sur l'échange réversible de l'ion lithium** (le lithium reste à l'état ionique) entre une électrode négative et une électrode positive respectivement désignées anode et cathode. Ce processus s'effectue par l'intermédiaire de composés d'insertions qui permettent l'**intercalation** au niveau des électrodes. L'électrolyte est composé d'un solvant liquide ou solide associé à un sel de lithium (L_i^+) [A].

Batterie Lithium-Métal : l'anode (électrode négative) est composée de lithium métallique et la cathode (électrode positive) contient un composé d'insertion (oxyde de Vanadium, électrolyte, carbone pour batScap) capable d'accueillir réversiblement les ions lithium. L'usage immédiat de ces batteries nécessite d'introduire un polymère (polyoxyéthylène) dans l'électrolyte solide dont la température doit être maintenue entre 80 et 90°C [B-C]. Ce type de batterie équipe l'avion solaire "Solar Impulse" [D]. Tension par élément 3,7 Volt. Énergie massique des batteries lithium-métal polymère (électrolyte solide) proches de 110 Wh/kg. Risques → inflammation [E].

Batterie Lithium-Ion : l'anode est en graphite, la cathode est constituée d'oxydes de cobalt ou de manganèse (solution privilégiée par Renault) lithiés [F] et l'électrolyte est liquide. L'effet mémoire et le processus d'auto décharge (10%) sont faibles mais l'emploi d'un électrolyte aprotique (solvant avec un moment dipolaire, en particulier un sel $LiPF_6$ dissous dans un mélange de carbonate) est nécessaire pour éviter de dégrader les électrodes très réactives [G-H]. Énergie massique pour des batteries non conditionnées proche de 150 Wh/kg.

Batterie Lithium-Polymère : les électrolytes sont généralement des polymères et les batteries sont alors désignées Li-Po. L'énergie massique de ces batteries est inférieure aux batteries à électrolytes liquides qui sont meilleurs conducteurs que les électrolytes solides [I]. Ces batteries d'énergie massique proches de 150 Wh/kg sont aujourd'hui largement utilisées dans le domaine des automobiles électriques (Renault Zoé, Nissan Leaf...).

Batterie Lithium-Air : la batterie lithium-air utilise l'oxygène de l'air qui n'est pas stocké dans la pile. Sa densité d'énergie massique peut atteindre 2000 Wh/kg (en théorie 5000 Wh/kg) soit au moins 10 fois plus que les batteries lithium-ion [J-K]. Cette batterie est sensible à la corrosion, sa puissance spécifique est faible (200 W/kg - 500 W/l) et son fonctionnement exige des filtres pour l'air. Quelques modèles sont commercialisés depuis plusieurs années (appareils auditifs) mais les premiers modèles rechargeables sont récents. Énergie massique proche de 2000 Wh/kg. Risques → explosion si charge ou décharge trop profondes.

Batterie Zn-Air (dioxygène) : déjà très utilisée dans le domaine des prothèses auditives. Son énergie massique est directement fonction de la quantité de métal introduit, l'électrolyte est une solution de potasse (KOH) et la réaction correspond à l'oxydation du zinc en oxyde de zinc. L'électrode à dioxygène est constituée de fibres de carbone et d'un catalyseur [L]. Énergie massique proche de 400 à 600 Wh/kg. Nombre de recharges encore faible (100 cycles, en voie d'amélioration).

Batterie Lithium-Soufre : le soufre est abondant, léger, bon marché et la densité d'énergie massique théorique des batteries Lithium-Soufre peut atteindre 2600 Wh/kg. L'utilisation d'oxyde de titane puis de manganèse pour stabiliser la cathode pourrait permettre d'éviter la dissolution trop rapide des cathodes de soufre [M].

[A] *Matériaux pour l'énergie : quelles solutions pour demain*, CEA, Commissariat à l'Énergie Atomique et Énergies Alternatives, Dossier de Presse, 21 septembre 2010.

-
- [B] <http://www.batscap.com/la-batterie-lithium-metal-polymere/technologie.php>
- [C] Teysot A.; *Etude de l'interface Lithium Métal / Electrolyte Polymère fondu & gélifié*, thèse Ecole Polytechnique, 27 janvier 2005.
- [D] http://fr.wikipedia.org/wiki/Avion_solaire
- [E] http://fr.wikipedia.org/wiki/Accumulateur_lithium
- [F] <http://www.cnrs.fr/chimie2011/spip.php?article93>
- [G] Hui Y, Zhuang G.V. and Ross P.N.; *Thermal stability of LiPF₆ salt and Li-Ion battery electrolytes containing LiPF₆*, Journal of Power Sources, 20006, vol. 161, n°1, pp 573-579, Elsevier, ISSN 0378-7753, CODEN JPSODZ.
- [H] Martinent A.; *Etude physico-chimique des électrolytes d'hexafluorophosphate de Lithium pour une application dans la batterie Lithium-Ion*; Thèse de l'Institut National Polytechnique de Grenoble, Laboratoire d'Electrochimie et de Physico-Chimie des Matériaux et des Interfaces, 28 septembre 2001.
- [I] <http://www.pobot.org/Les-batteries-Li-Ion-et-Li-PO.html>
- [J] http://en.wikipedia.org/wiki/Lithium_air_battery
- [K] Dupin Ludovic; *Les batteries lithium-air, championnes de la densité*; L'Usine Nouvelle n° 3167, 29 octobre 2009. <http://www.usinenouvelle.com/article/les-batteries-lithium-air-championnes-de-la-densite.N120192>.
- [L] ENS, concours agrégation interne 2010, <http://www.chimix.com/an10/cap10:ag03.html>.
- [M] Xiao Liang et al; *A highly efficient polysulfide mediator for lithium-sulfur batteries*, Nature Communications 6, article number 5682, doi:10.1038/ncomms6682, January 2015.

A4 : la densité énergétique des batteries conditionnées - Les batteries qui équipent aujourd'hui les véhicules automobiles des constructeurs automobile Renault, Nissan et Tesla sont des batteries Lithium-Ions. Ces batteries peuvent supporter 5000 cycles de décharge et recharge. Le véhicule ZOE de Renault embarque 290 kg de batteries pour 22 kWh d'énergie et 200 kilomètres d'autonomie maximale. Sachant que 70% de cette énergie est réellement utilisable, l'énergie massique effective se réduit alors à 53 Wh/kg soit le tiers de l'énergie massique retenue dans cet article pour l'énergie des batteries conditionnées.

A5 : Panneaux photovoltaïques - Les panneaux photovoltaïques sont constitués de cellules photovoltaïques reliées entre elles en série et/ou en parallèle. Ils peuvent être fixés à des systèmes mécaniques asservis à la position du soleil pour accroître leur efficacité de 30% par rapport à une installation fixe.

Les cellules photovoltaïques [M] peuvent être élaborées à partir de silicium polycristallin (57% du marché, rendement de 0,90 à 0,11), de silicium monocristallin (31% du marché, rendement de 0,14 à 0,16 et 0,24 en laboratoire), de tellure de cadmium (6% du marché, rendement de l'ordre de 0,15 [N]), de silicium amorphe (3% du marché, rendement 0,5 à 0,7), d'un alliage de cuivre, d'indium, de gallium, de sélénium (CIGS, rendement 0,20 en laboratoire) [O] ou d'un mélange de cuivre, d'indium, de gallium, de diséléniure et de disulfure. Des cellules en pérovskite, fabriquées à partir d'éléments courants (iode, plomb, carbone, azote et hydrogène) atteignent aujourd'hui des rendements de 0,10 à 0,15 pour des coûts de fabrication sept fois moins importants.

- [M] http://isic.epfl.ch/files/content/sites/isic/files/images/news/2013/Graetzel_Cell-efficiencies.jpg
- [N] <http://www.enerzine.com/1/12472+nouveau-record-mondial-pour-une-cellule-solaire-cdte+.html>
- [O] Jackson Philip et al; *New world record efficiency for Cu(In,Ga)Se₂ thin-film solar cells beyond 20%*, Progress in Photovoltaics : Research and Applications, Special Issue: 25th EU PVSEC WCPEC-5, Valencia, Spain, 2010, Volume 19, Issue 7, pages 894-897, november 2011.

A6 : Recharge par éoliennes - La vitesse du vent diminuant au voisinage du sol, les éoliennes qui permettraient d'utiliser l'énergie du vent pour recharger les batteries des avions électriques devront être

positionnées en hauteur. Cette nécessité restreint leur utilisation sur un aérodrome pour des raisons de sécurité. Des ordres de grandeur sont cependant estimés pour quantifier l'énergie surfacique que pourrait fournir le vent à partir d'une barrière d'éoliennes.

D'un point de vue théorique, l'énergie maximale fournie par une éolienne ne peut dépasser les 8/9 (soit 88%) de l'énergie cinétique de la masse d'air qui la traverse (limite de Betz). En pratique cette limite est comprise entre 60 et 70%.

Vitesse du vent en m/s	Puissance théorique en Watt/m ²	Puissance pratique en Watt/m ²
5	68	54
10	544	429
15	1838	1447

En considérant un plan d'un mètre de côté, les puissances susceptibles d'être fournies par une éolienne théorique pour différentes vitesses moyennes de vent sont reportées dans le tableau ci-dessous.

Les vitesses moyennes à 50 mètres de hauteur sur le territoire étant généralement très peu supérieures à 5 m/s et compte tenu de la couche limite turbulente terrestre, la puissance disponible qui pourrait être récupérée ne peut alors excéder 68 Watt/m². Cette valeur, très inférieure à l'énergie issue du solaire (133 Watt/m²), montre le peu d'intérêt de la solution éolienne.

A7 : Ordres de grandeur pour les durées et le nombre de circuits de piste pouvant être effectués en une heure par un avion DR400 120³⁶ à moteur thermique puis par les avions électriques désignés Électra et E-Fan

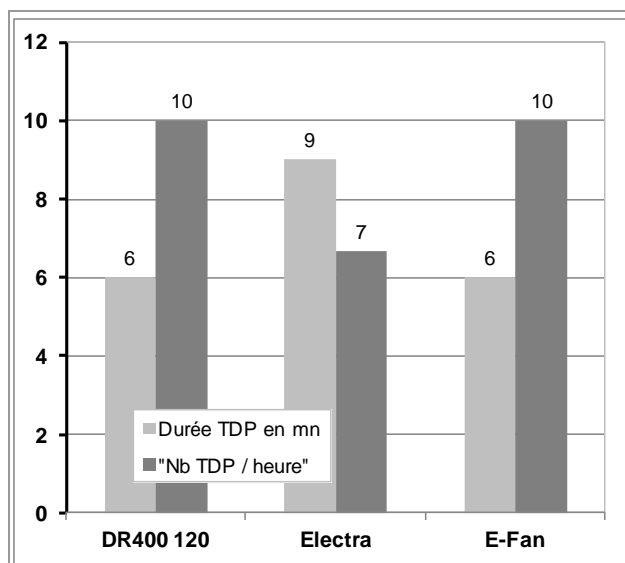


Fig. 18 – Comparaison des durées de tour de piste et du nombre de tours de pistes pouvant être effectués en une heure (ordres de grandeur). TDP pour Tour De Piste.

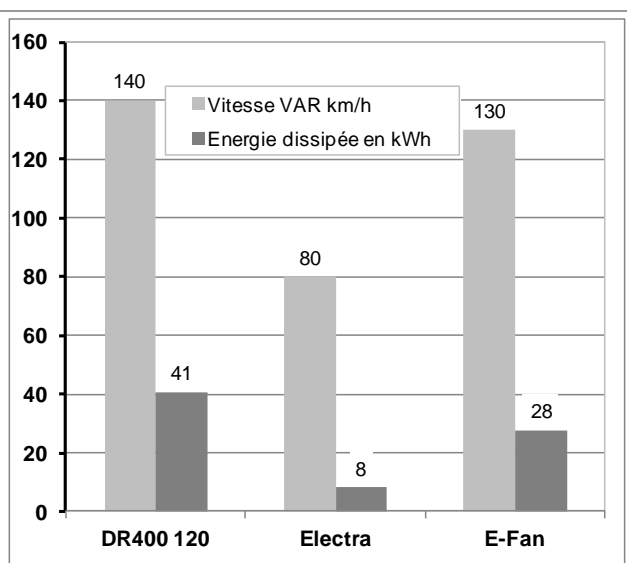


Fig. 19 – Comparaison des vitesses en vent arrière et des énergies dissipées en une heure sur un circuit de tour de piste long de 9,8 km. VAR pour Vitesse Vent Arrière (ordres de grandeur).

Les comparaisons s'effectuent pour un circuit d'aérodrome long de 9,8 kilomètres comprenant une branche d'éloignement, une branche de raccordement vers le début de vent arrière, une étape de base, une finale longues de 1,5 kilomètre et une branche de vent arrière longue de 3,8 kilomètres. Les calculs s'effectuent pour les caractéristiques des avions reportées à la rubrique "Caractéristiques Techniques", en considérant un taux de monté $\tau=1000$ pieds/mn, que le rendement du moteur à l'hélice est fixé à

³⁶ DR 400 120 pour 118 ch (86 kW) et ch pour Cheval Vapeur (Horse Power in english), 1 ch = 735,5 Watt.

0,81 et que l'énergie consommée en finale est égale au dixième de l'énergie consommée à la montée. Le tour de piste s'effectue à 1000 pieds (près de 300 m) au-dessus du sol.

L'avion électrique volant moins vite et la formation des pilotes nécessitant l'acquisition d'automatismes, les résultats reportés sur la figure 18 montrent la nécessité d'augmenter le nombre d'heures de formation pour un même apprentissage.

A8 : Impact de la solution électrique sur la masse de l'avion - Pour une même puissance, la masse d'un moteur électrique est plus faible que la masse de son équivalent thermique. Pour des moteurs dont la puissance est proche de 60kW (WATT'sUP), la différence de masse est proche de 75 kg (voir les caractéristiques de l'avion à la page 20). Dans ce cas et pour un pack de batteries de 200 kg, l'impact sur la masse de la solution électrique n'est plus que de 125 kg.

A9 : Lien avec le véhicule électrique - La recharge des batteries pour les avions électriques peut s'envisager en s'inspirant dès à présent des solutions de recharges développées par Renault pour le véhicule électrique ZOÉ. Ce véhicule équipé d'un moteur de 65 kW dispose d'une autonomie de 100 à 150 km soit à peu près deux heures d'autonomie à 50 km/h. Des prises électriques classiques ou spécifiques permettent des recharges complètes ou partielles qui s'effectuent entre 10 et 4 heures, en 1h30 ou en 30 minutes (recharge à 80% en 30 mn). Ces recharges s'effectuent à partir d'énergie électrique produite par fission nucléaire (principalement en France) ou combustion d'énergies fossiles.

9. NOMENCLATURE

C	Constante de temps, homogène à un temps, en seconde (s).
C_x	Coefficient de traînée aérodynamique, sans dimension.
C_{x_f}	Coefficient de frottement, sans dimension.
C_z	Coefficient de portance aérodynamique, sans dimension.
C_{x_i}	Coefficient de traînée induit par la portance.
C_r	Coefficient de roulement, sans dimension.
$E_{Aéro}$	Énergie dissipée par l'aérodynamique, en Joules (J).
E_{AV}	Énergie à fournir pour atteindre l'altitude de vol, en Joules (J).
$E_{v,g}$	Énergie cinétique (v) et de gravité (g), en Joule (J).
E_{Roul}	Énergie dissipée par le roulement, en Joules (J).
E_{V_m}	Énergie à fournir pour atteindre la vitesse de montée, en Joules (J).
e	Demi-épaisseur de l'aube, en m.
F_E	Effort résistant associé au système de charge électrique (alternateur), en N.
f_E	Effort résistant de l'alternateur distribué sur chaque aube totalement immergée, en N.
F_t	Norme de la force de traction \vec{F}_t (hélice), en Newton (N).
F_g	Norme de la force de gravité \vec{F}_g , en Newton (N).
g	Accélération de la pesanteur, en m/s^2 .
H	Hauteur, en m.
H_{vol}, H_{sol}	Altitude de vol, altitude du sol / niveau de la mer, en m.
J_z^{ϕ}	Moment d'inertie par rapport à l'axe de rotation du cylindre plein, en $kg.m^2$.
J_z^{\emptyset}	Moment d'inertie par rapport à l'axe de rotation du cylindre creux, en $kg.m^2$.
kWh	Énergie, en kilo Watt * heure, 1 kWh = 1000 * 3600 Joule (J).

kWhc	Unité d'énergie, kilo Watt * heure crête, valeur maximale pouvant être obtenue.
M	Masse de l'avion, en kg.
M _e	Masse d'eau, en kg.
M ^{cc}	Masse du cylindre creux (volant d'inertie), en kg.
M ^{cp}	Masse du cylindre plein (volant d'inertie), en kg.
m _i	Masse de l'aube d'indice i, kg.
R _e	Rayon extérieur du volant d'inertie, en m.
R _i	Rayon intérieur du volant d'inertie, en m.
R _o	Rayon moyen de la roue, du milieu de l'aube à l'axe de rotation de la roue, en m.
S	Surface alaire, en m ² .
S _i	Surface de l'aube d'indice i, en m ² .
t	Temps, en seconde.
U _q	Vitesse de débit en kg/m ³ .
V	Vitesse à l'instant de date t, en m/s.
V _o	Vitesse à l'équilibre pour la roue à aubes, en m/s.
V _m	Vitesse en monté, en m/s.
V _r	Vitesse de rotation, en m/s.
V _v	Vitesse de vol, en m/s.
W _{Aéro}	Puissance aérodynamique, en Watt (W).
W _{a/r}	Puissance délivrée par l'aube à la roue, en Watt (W).
W _{roue}	Puissance délivrée à la roue, en Watt (W).
W _{roue} ^o	Puissance délivrée à la roue pour le régime permanent, en Watt (W).
W _o	Puissance maximale délivrée par le moteur, en Watt (W).
W _{Roul}	Puissance pour le roulement, en Watt (W).
W _{v,g}	Puissance associée aux énergies cinétique (v) et de gravité (g), en Watt (W).
α	Angle en degré ou en radian (rad).
γ	Accélération, en m/s ² .
η	Rendement de conversion, du moteur ou de la batterie à l'hélice, sans dimension.
Δ	Variation de quantités scalaires, sans dimension.
ε	Finesse, sans dimension.
θ	Angle en degré ou en radian (rad).
λ	Allongement, sans dimension.
ξ	Scalaire.
ρ	Masse volumique de l'air, en kg/m ³ .
ρ _e	Masse volumique de l'eau, en kg/m ³ .
ρ _o	Masse volumique pour les conditions normales, en kg/m ³ .
σ	Rapport de la puissance utilisée sur la puissance maximale utilisable, sans unité.
τ	Le taux de monté (ou de descente) de l'avion, en m/s.
ω	Travail des forces extérieures, en Joule (J).
Ω	Vitesse de rotation en rd/s.