

# AVION ELECTRIQUE ET OPTIMISATION



<http://inter.action.free.fr/>

Michel Kieffer le 1.9.2009

Indice E2 le 7.2.2011

## Introduction

### Ce document a pour objectifs

- D'analyser les caractéristiques et la pertinence d'un avion (ULM) électrique représentatif des aéronefs électriques en cours de développement. Nous prendrons pour référence les caractéristiques d'un appareil électrique biplace récent , nommons le « AER » (**A**von **É**lectrique **R**éférence).
- D'évaluer la pertinence du vol à faible vitesse.

## Données de l'AER (Avion Électrique Référence)

### Données disponibles (cf. presse aéronautique)

- Prix  $\approx$  70000 € (HT ou TTC ?)
- V max = 150 km/h
- Finesse max = 25
- Énergie embarquée : 3 batteries totalisant 90 Ah (133 V) =  $90 \times 133 \times 3600$  =  $43^E6$  Joules
- Autonomie max = 90' (1h30') à 95 km/h
- Consommation lors d'un vol en palier = 7 kW
- P max = 40 kW (55 cv )
- Vz = 3,5 m/s (max ?)
- Longueur = 6,95 m

- Envergure (b) = 13,8 m
- Largeur cabine = 1,15 m (cette valeur est élevée et influe sur la SMT)
- Masse à vide hors batteries : 172 kg
- Masse des 3 batteries : 3 x 26 kg = 78 kg
- Masse à vide : 250 kg
- Masse max : 430 kg

### **Données estimées ou calculées**

- Corde moyenne (C) = 0,9 m (mesure sur photo)
- Surface mouillée totale (SMT) = 42 m<sup>2</sup> (fuselage large et long, surface alaire (Sa) élevée)
- Allongement (A) =  $b/C = 13,8 / 0,9 = 15,3$
- Surface alaire (Sa) =  $b.C = 12,4 \text{ m}^2$

- Coefficient d'OSSWALD = 0,75
- Rendement hélice et installation ( $R_h \cdot R_i = R_{hi}$ ) :
  - à 65 km/h =  $0,59 \times 0,96 = 0,57$
  - à 90 km/h =  $0,64 \times 0,96 = 0,64$
  - à 150 km/h =  $0,82 \times 0,96 = 0,79$
- Rendement moteur électrique = 0,88
- Rendement cycle charge et décharge = 0,80

## Vérification de la cohérence des données liées aux batteries

### Données

- Autonomie max avec 3 batteries : 90 Ah (133 V) = 90'
- Énergie embarquée :  $90 \times 133 \times 3600'' = 43^E6$  Joules
- Consommation vol en palier : 7 kW
- Masse de batteries : 78 kg

### Vérifications

- Puissance disponible pendant 90' (Hypothèse rendement du moteur électrique = 0,88) :  $(90A \times 133V \times 60'/90') \times 0,88 = 7022$  W, cette valeur est proche des 7 kW affichés
- Énergie par kg de batterie =  $43^E6$  J / 78 kg = 0,55 MJ = 153 Wh/kg qui est une valeur réaliste

## Quelle est l'autonomie de l'AER à P max ?

$P_{\max} = 40^E3 \text{ W (55 cv)}$

$3 \text{ batteries} = 90\text{Ah} \times 133\text{V} \times 3600'' = 43^E6 \text{ J} = 43 \text{ MJ}$

$43 \text{ MJ} \Leftrightarrow 1 \text{ kg}$  de carburant fossile, mais le rendement pris en compte pour le moteur électrique est de 88%. Cette valeur est à comparer aux 30% d'un moteur thermique dans sa meilleure plage de fonctionnement et à régime constant (contrairement aux moteurs automobiles dont la charge varie en permanence, ce qui explique des rendements très largement inférieurs à 30%\*). Autonomie à P max  $(43^E6 \text{ MJ} / 40^E3 \text{ W}) \times 0,88 = 946''$  soit **16 minutes**.

\* [voir « rendement d'une voiture »](#)

Nous en déduisons que pour voler 90', il faut que l'AER se contente de moins de 18% de la puissance max (soit 7 kW). A ce niveau de puissance, la vitesse est de 95 km/h et l'autonomie représente 142 km (hors montées).



## Analyse de l'efficacité aérodynamique de l'AER

Le  $C_{fe}$  signifie « coefficient équivalent plaque plane » et comprend :

- le frottement visqueux ;
- la pression induite par les décollements ;
- le résidu de pression, il est inévitable et est induit par la couche limite qui déforme virtuellement l'écoulement.

Le  $C_{fe}$  est toujours référencé à la « surface mouillée totale » (SMT) pour un avion ou à la SM d'un élément isolé.

## Équation fondamentale de l'énergétique du vol

**$P_n = P_d \cdot R_{hi}$  = puissance nécessaire pour vaincre la traînée globale (parasite + induite)**

$$P_n = P_d \cdot R_{hi} = \frac{1}{2} \rho \cdot v^3 \cdot \left( SMT \cdot C_{fe} + \frac{S_a \cdot C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e} \right)$$

**Traînée parasite = traînée de frottement  $f(SMT)$  + traînée de pression  $f(\text{surface frontale} \cdot \text{coefficient de pression})$**

**Traînée induite par la portance**

$P_d$  = puissance disponible sur arbre

$R_{hi}$  = rendement hélice et installation

Nous pouvons déterminer le  $C_{fe}$  de l'AER à l'aide de cette équation et des données citées en début de document, notamment 7 kW à 95 km/h. Nous obtenons un  **$C_{fe} = 0,0043$** .

Avec un tel  $C_{fe}$ , l'AER devrait atteindre 230 km/h à P max (40 kW ; 55 cv), mais l'hélice à pas fixe et/ou les limites de la cellule limitent la vitesse à 150 km/h !

Les  $C_{fe}$  couramment rencontrés sont de l'ordre de 0,006 à 0,009, ces valeurs traduisent des aérodynamiques peu efficaces. C'est-à-dire qu'un  $C_{fe}$  de 0,0043 signifie que l'aérodynamique est plutôt réussie, sans pour autant atteindre les  $C_{fe}$  de 0,0025 à 0,003 de certains planeurs. Malgré le léger pincement du fuselage, c'est surtout l'absence de refroidissement,

tel qu'il est en général conçu pour les moteurs thermiques, qui signe ce bon résultat.

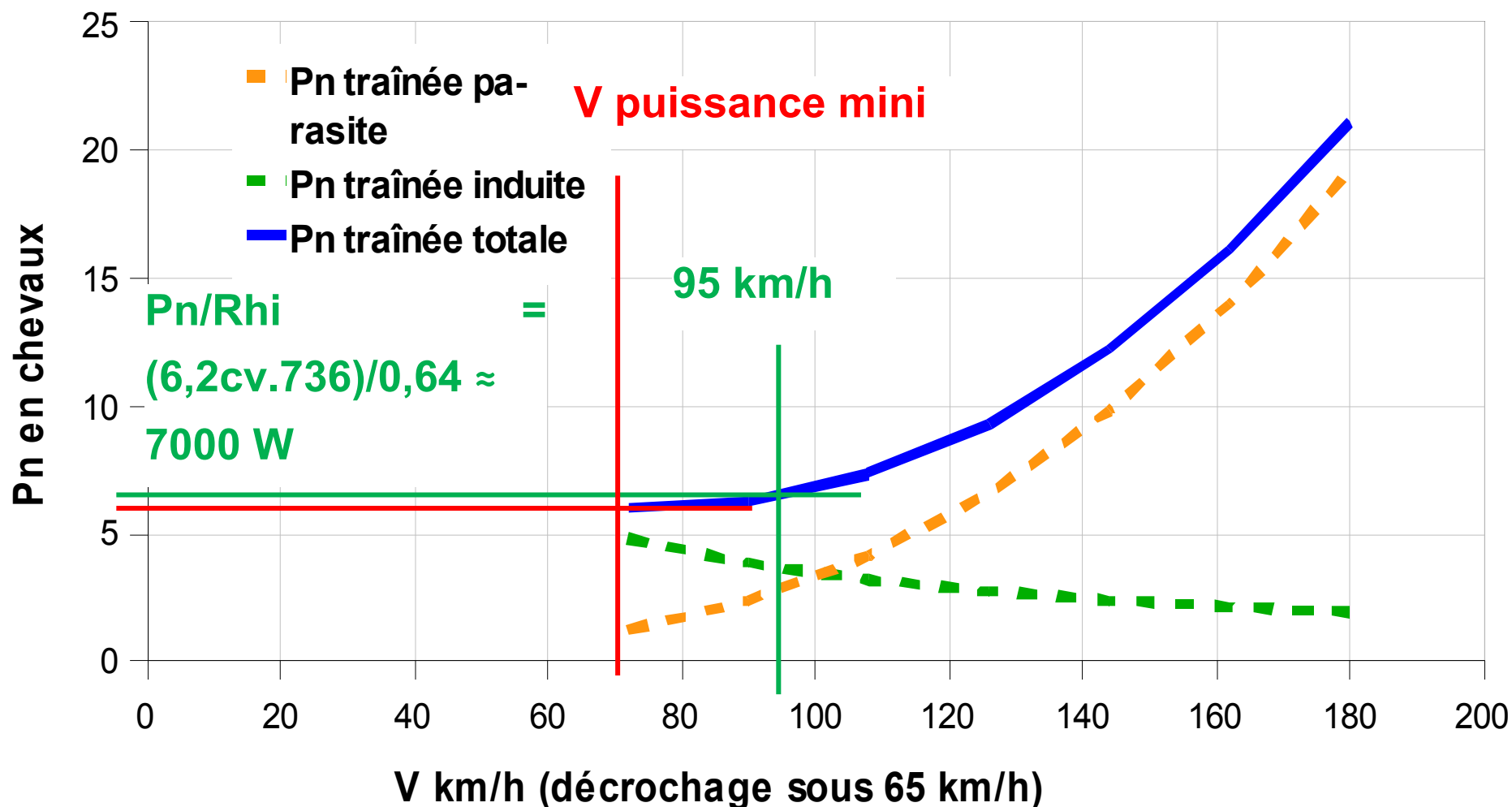
A noter que suivant l'équivalence **SMT.Cfe  $\equiv$  S.Cx** et si nous référençons, comme pour les voitures, le Cx à la surface frontale (S  $\approx$  2,6 m<sup>2</sup> pour l'AER), un Cfe de 0,0043 correspond à un **Cx de 0,07...** Nous sommes loin des Cx rencontrés dans l'automobile aujourd'hui (0,30 et plus).

## Puissance nécessaire ( $P_n$ ) pour vaincre la traînée globale de l'AER : $P_n = f(v)$

Nous avons vu que la puissance maxi pour tenir 90' était d'environ 7 kW, soit 9,5 cv. Cette puissance correspond à une vitesse de 95 km/h.

L'équation fondamentale de l'énergétique aéronautique (cf. pages précédentes) nous donne la courbe « *puissance nécessaire pour vaincre la traînée globale* » en fonction de la vitesse, voir ci-après...

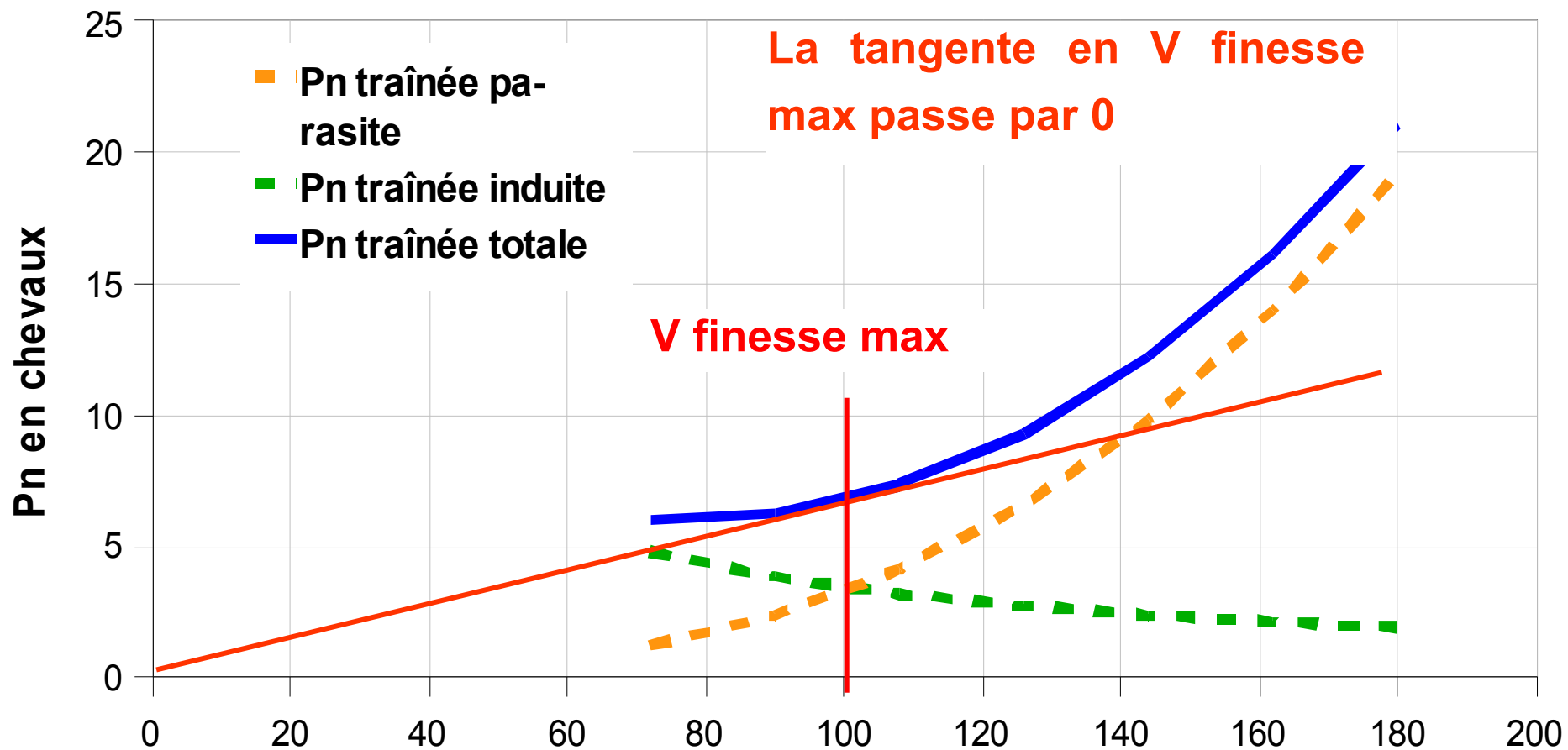
## P nécessaire traînée globale (Pn)



**A noter que Pn n'augmente pas à petite vitesse, ceci rend cet appareil insensible au dangereux « second régime » !**

## Quelle est la vitesse de finesse max ?

### P nécessaire traînée globale (Pn)



La tangente en V finesse max passe par 0

V finesse max

Ceci illustre bien l'optimisation de l'AER pour les petites vitesses.

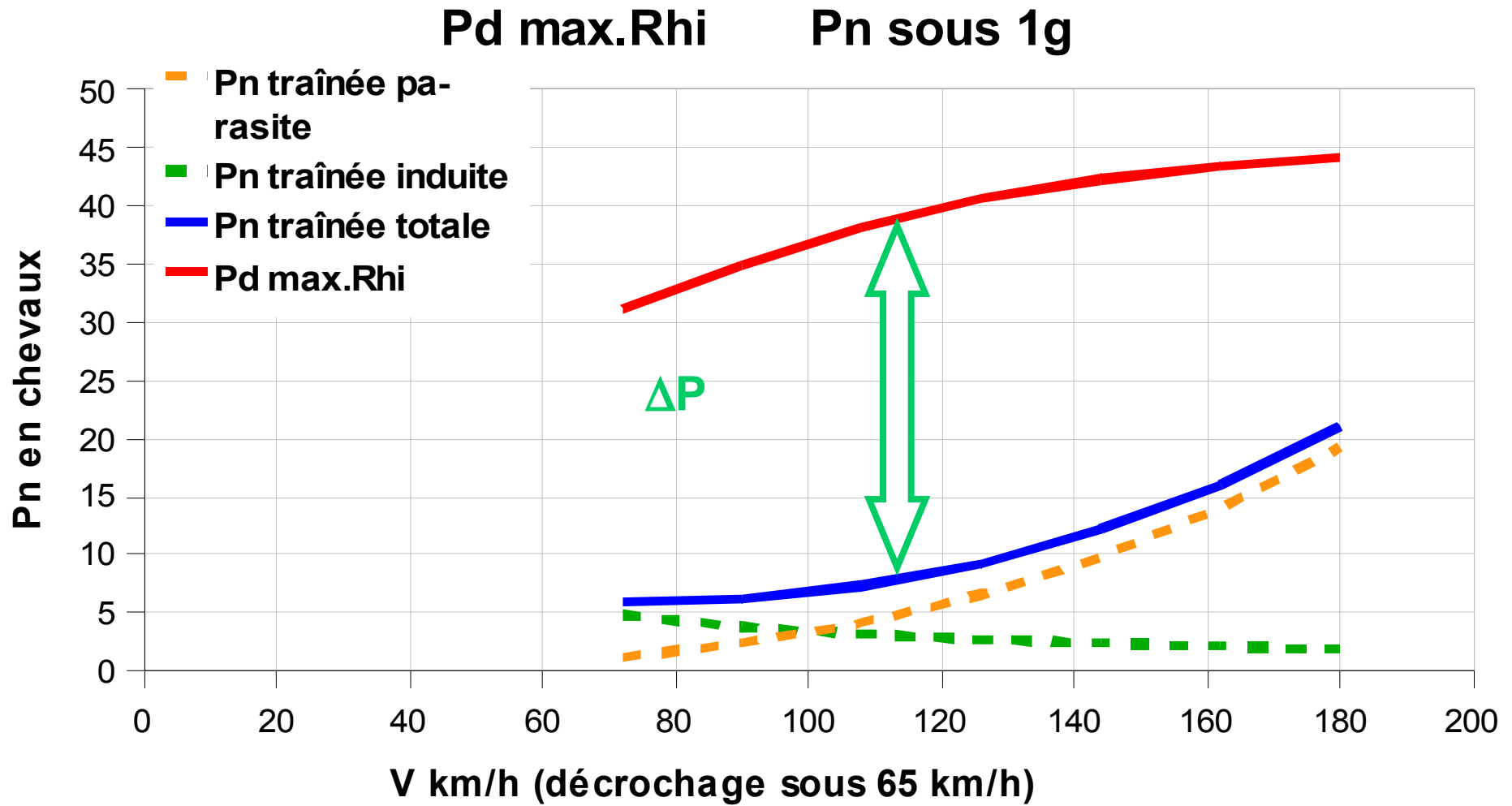
## En fonction de la vitesse, de quel surcroît de puissance ( $\Delta P$ ) dispose l'AER ?

Les hypothèses à propos des caractéristiques et rendement de l'hélice nous permettent de déterminer la puissance disponible max ( $P_{d_{max}}$ ) multipliée par le rendement de l'hélice installée ( $R_{hi}$ ).

Si  $P_{d_{max}} \cdot R_{hi} > P_n$ , nous pouvons vaincre la traînée totale et nous pouvons simultanément monter.

Ceci nous donne...

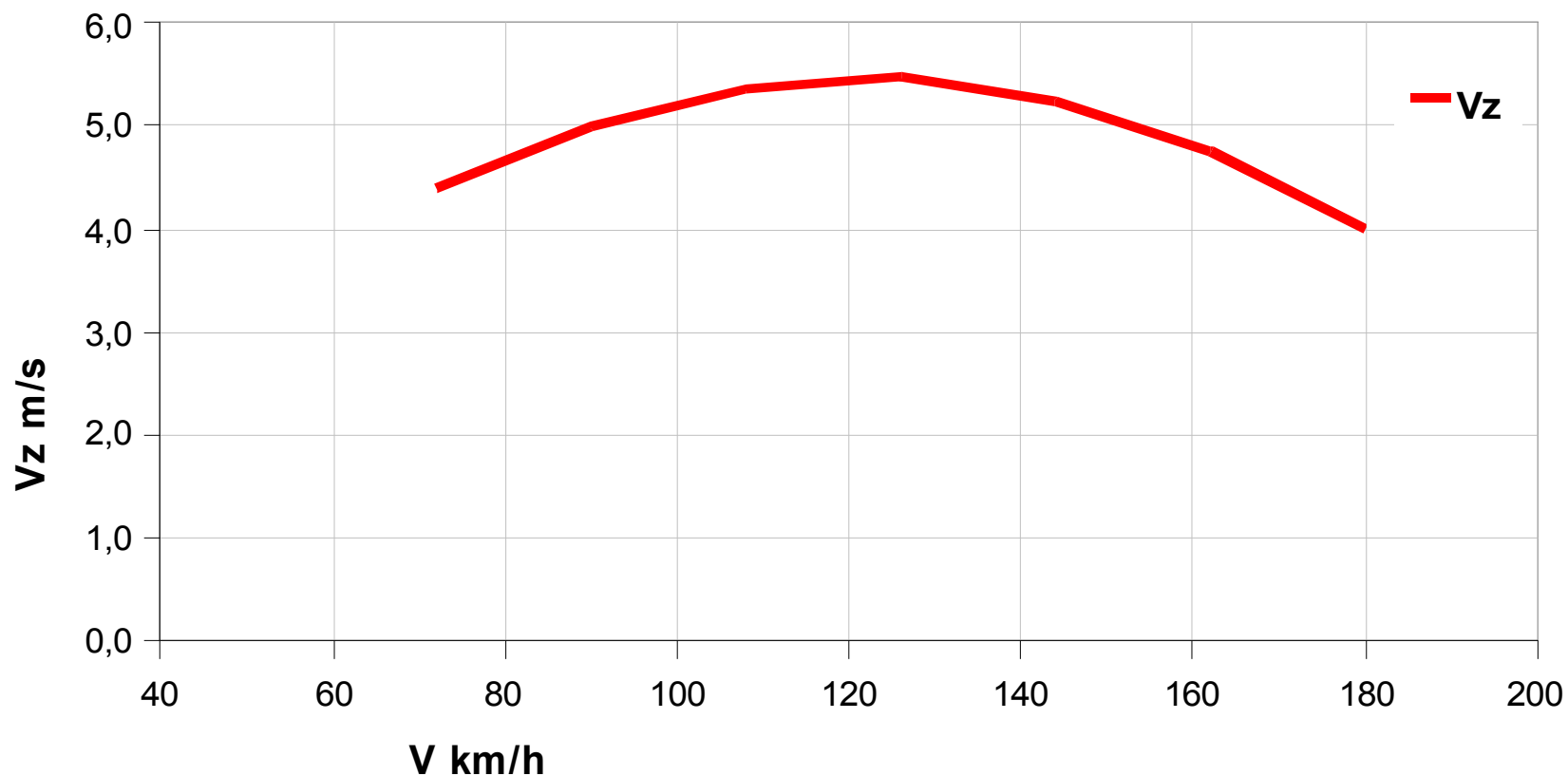




**Notons que  $\Delta P$  de l'AER est élevé par rapport aux  $\Delta P$  des appareils les plus répandus.**

Et si nous transformons  $\Delta P$  en  $V_z$  :

**$V_z$  maxi**



**Mais l'AER ne monte que 16' à P max.  $V_z$  max ci-dessus est supérieur aux 3,5 m/s annoncés (qui ne correspondent donc certainement pas à  $V_z$  max).**

## 172 kg à vide hors batteries ?

La masse à vide de la plupart des ULM biplaces est comprise entre 250 et 300 kg. De très rares appareils descendent jusqu'à 230 kg.

Dans ce contexte, l'AER affiche 172 kg à vide hors batteries. Cette valeur est exceptionnelle et s'explique pour l'essentiel par l'absence d'un lourd moteur thermique de 80 cv. Mais :

- L'allongement et la surface alaire sont importants ce qui implique une aile plutôt lourde : allongement élevé  $\Rightarrow$  moment fléchissant élevé combiné à un longeron de faible hauteur (la résistance du longeron augmente avec le cube de sa hauteur !)  $\Rightarrow$  masse élevée du longeron.
- L'AER est en composite : statistiquement, les appareils en composites sont les plus lourds !

## Imaginons un appareil proche de l'AER mais remotorisé par un moteur thermique (appelons le « IAO » comme « INTER-ACTION Optimisé »)

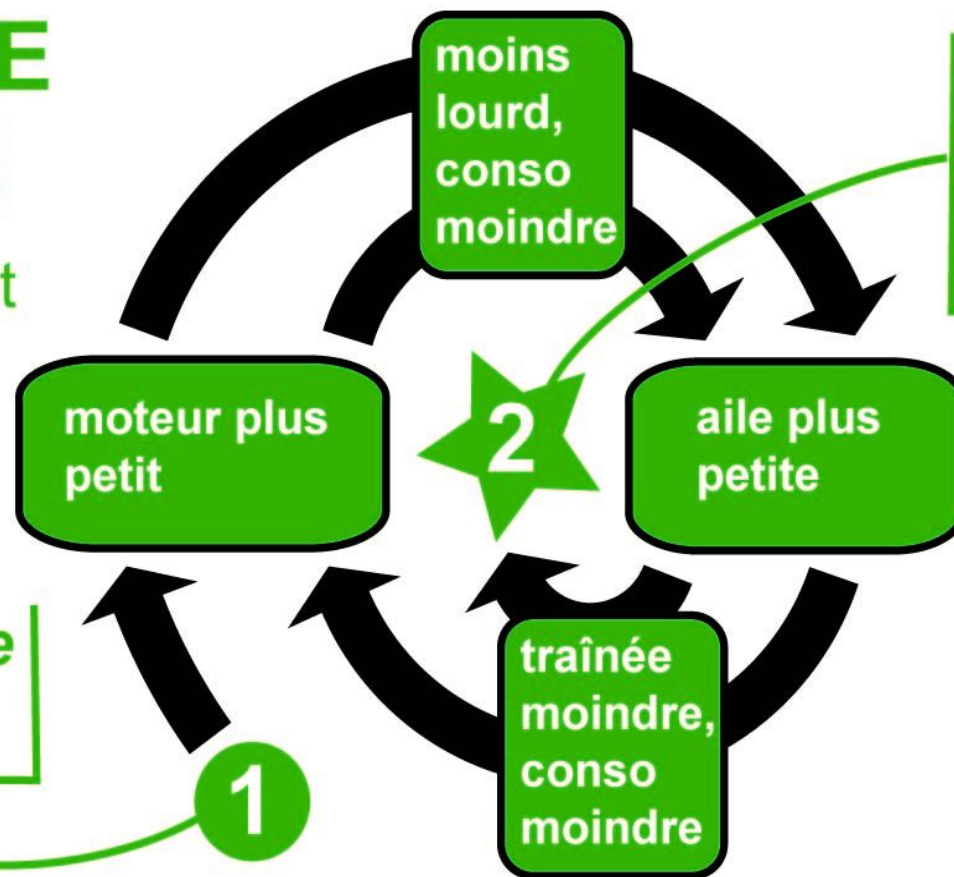
Avec une hélice à pas variable, la puissance nécessaire pour décoller est d'environ 40 cv. Dans ces conditions, la distance de roulement  $\approx 110$  m, et la distance de décollage avec passage des 15 m  $\approx 300$  m.

Compte tenue de la faible masse d'un tel moteur et du carburant nécessaire, nous pouvons diminuer la surface alaire donc la SMT, ce qui entraîne une diminution de la puissance nécessaire au vol, donc du carburant embarqué, la masse diminue, ce qui permet de nouveau de diminuer la surface alaire etc... Voir la spirale convergente page suivante.

# LA SPIRALE MAGIQUE !

(ou l'enseignement des années 30)

*Aérodynamique TOP + légèreté*



*Puissance réduite et performances élevées*

1

2

Faisons l'hypothèse que nous gagnons environ 30 kg, les données deviennent alors :



	Rappel AER	IAO
Rendement hélice installée (Rhi) à 95km/h	0,64	=
Rendement hélice installée (Rhi) à 150km/h	0,79	=
Masse volumique air	1,25 kg/m <sup>3</sup>	=
Surface mouillée totale (SMT)	42 m <sup>2</sup>	40 m <sup>2</sup>
Coefficient équivalent plaque plane (Cfe)	.0,0043	=
Surface alaire (Sa)	12,4	11,8
Masse	430	400
Allongement (A)	15,3	=
Coefficient d'OSSWALD	0,75	=

Et nous obtenons :

P nécessaire / Rhi à 95 km/h	7014 W = 9,5 cv	6518 W = 8,9 cv
P nécessaire / Rhi à 150 km/h	12271 W = 16,7 cv	11604 W = 15,8 cv

A régime constant, le meilleur rendement d'un moteur 4T s'obtient entre 75 et 90% de la puissance max. Dans ces conditions, le rendement  $\approx 30\%$   $\Rightarrow$  210 gr/cv.h. Mais l'IAO vole à faible puissance, donc les rendements se dégradent :

$\rightarrow$  Puissance en croisière à 95 km/h : 8,9 cv = 25% de Pmax  $\Rightarrow$  le rendement se dégrade et représente environ 0,24  $\Rightarrow \approx 265$  gr/cv.h

$\rightarrow$  Puissance en croisière à 150 km/h : 15,8 cv  $\Leftrightarrow$  40% de Pmax  $\Rightarrow$  le rendement se dégrade et représente environ 0,27  $\Rightarrow \approx 235$  gr/cv.h

Nous obtenons une consommation de 2,35 kg/h à 95 km/h, et de 3,7 kg/h à 150 km/h.

90' d'autonomie nécessitent donc 3,5 kg de carburant à 95 km/h, et 5,5 kg à 150 km/h.

## Résumons :

Un vol de 90' à 95 km/h, soit environ 142 km hors montées, nécessite :

- 78 kg de batteries pour l'AER,
- 3,5 kg de carburant pour l'IAO

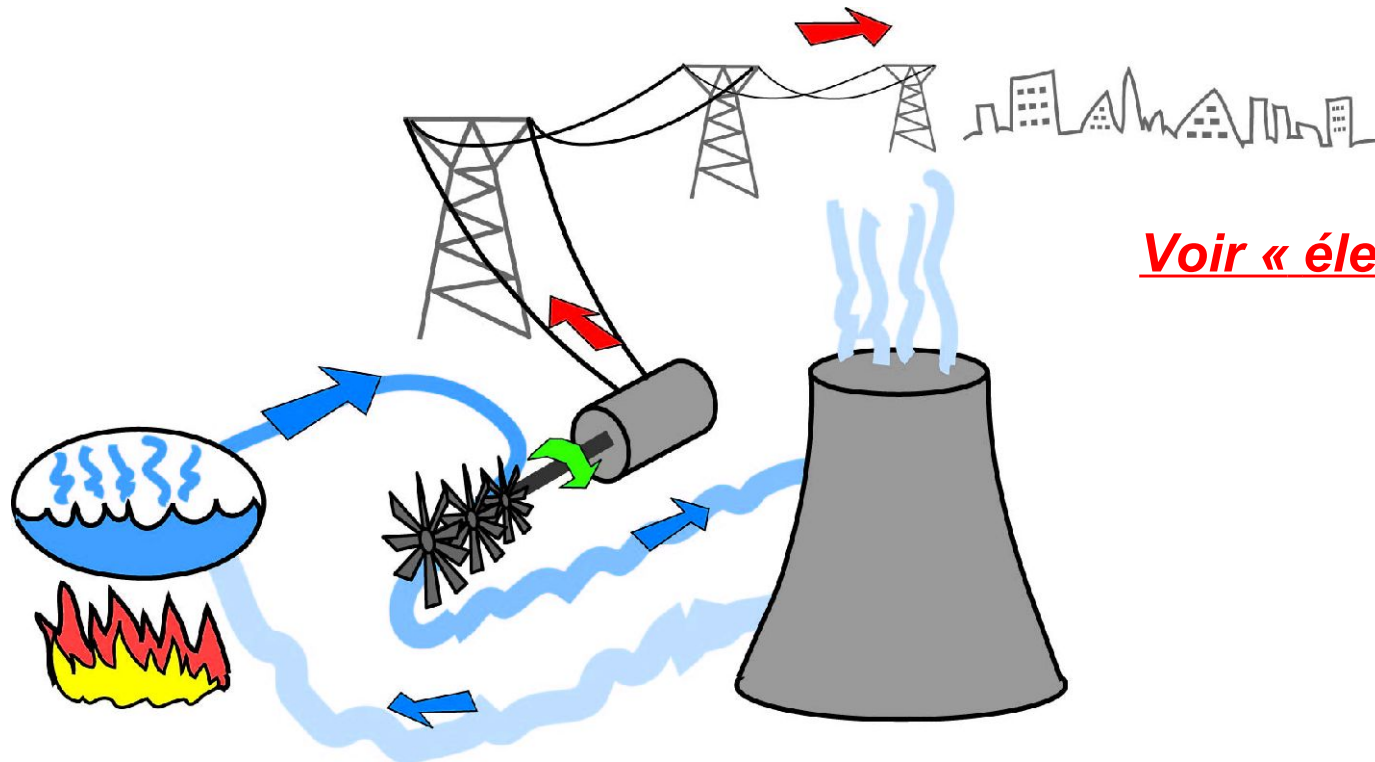
3,7 kg/h à 150 km/h nous donne une consommation de 2,5 kg (3,3 litres) au cent. C'est à dire qu'avec une masse équivalente à la masse des batteries de l'AER, l'IAO peut franchir plus de 3000 km à 150 km/h. Valeur à comparer avec les performances de l'AER : 78 kg  $\Leftrightarrow$  142 km à 95 km/h, et 128 km à 150 km/h (la diminution de la distance à 150 km/h est limitée grâce à l'amélioration du rendement de l'hélice installée lorsque la vitesse est plus élevée).

\* 3000 km est un ordre de grandeur, l'IAO est optimisé pour une distance franchissable de 1000 km. La masse de carburant nécessaire représente 24 kg dans ces conditions.



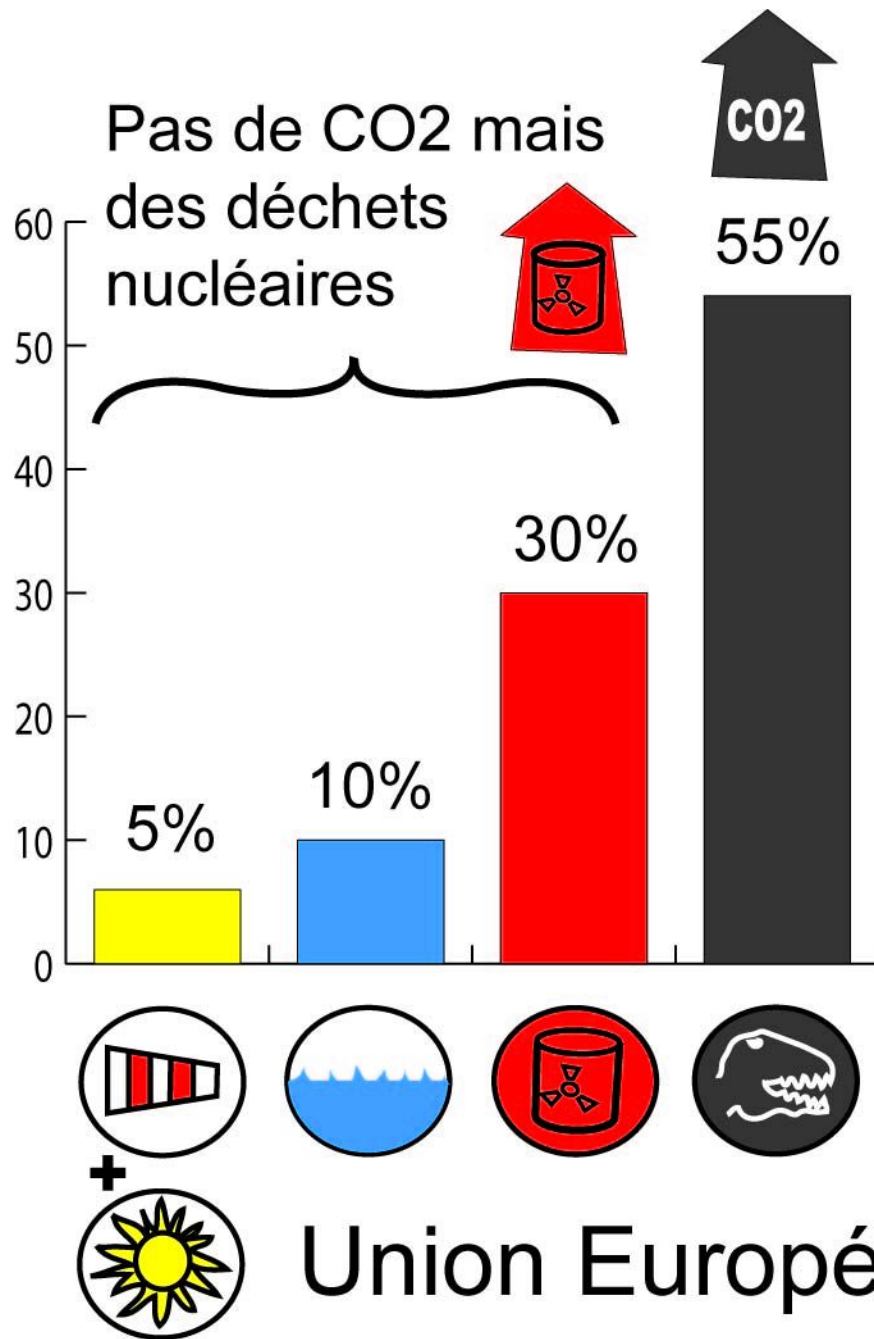
Qu'en est-il des émissions de CO<sub>2</sub> ?

*Nous avons découvert dans la BD « électricité et CO2 » qu'un Joule\* électrique d'énergie finale\* nécessite 2,8 Joules d'énergie secondaire\*...*



*Voir « électricité et CO2 »*

\* rappel : Joule = unité d'énergie ; Watt = unité de puissance ; énergie électrique finale = électricité « à la prise » ; énergie secondaire = énergie nécessaire pour produire de l'électricité (voir définitions détaillées dans la BD « électricité et CO2 »)



*...et qu'un MJ (mégajoule) électrique d'énergie finale émet, pour les 10/20 ans qui viennent, en moyenne 0,128 kg de CO2*

Nous pouvons en déduire que pour recharger nos 78 kg de batteries, il nous faut :

- 43 MJ (capacité batteries) x 2,8 / 0,8 (rendement charge et décharge batteries au lithium) = 150 MJ d'énergie secondaire pour 90' de vol à 95 km/h, soit 100 MJ/h.
- 43 MJ d'énergie finale entraînent  $(43 \text{ MJ} / 0,8) \times 0,128 \text{ kg de CO}_2 = 6,9 \text{ kg de CO}_2$  pour 90' de vol à 95 km/h, soit **4,6 kg de CO<sub>2</sub>/h, soit 4,8 kg de CO<sub>2</sub> au cent.** Auxquels il faut rajouter les déchets des centrales nucléaires et le recyclage des batteries.

## Et pour notre IAO thermique

### 95 km/h

A raison de 3,09 kg de CO<sub>2</sub> par kg d'essence et de 2,35 kg d'essence par heure, nous obtenons  $3,09 \times 2,35 = 7,2 \text{ kg de CO}_2/\text{h}$ , soit **7,6 kg de CO<sub>2</sub> au cent**.  
 $2,35 \text{ kg d'essence} \Leftrightarrow 2,35 \times 44 \text{ MJ/kg} = 103 \text{ MJ/h}$ .

### 150 km/h

A raison de 3,09 kg de CO<sub>2</sub> par kg d'essence et de 3,7 kg d'essence par heure, nous obtenons  $3,09 \times 3,7 = 11,4 \text{ kg de CO}_2/\text{h}$  soit **7,6 kg\* de CO<sub>2</sub> au cent**.  
 $3,7 \text{ kg d'essence} \Leftrightarrow 3,7 \times 44 \text{ MJ/kg} = 163 \text{ MJ/h}$ .

\* il est à noter que les consommations au cent sont équivalentes à 95 km/h et à 150 km/h. Ceci est dû à l'amélioration de Rhi lorsque v augmente, et à l'amélioration du rendement du moteur thermique lorsque sa charge augmente (cf. pages précédentes)






## A titre de comparaison, n'oublions pas le « standard ULM 80 cv » qui domine le marché en 2009

80 cv à 75% = 60 cv, à raison de 210 gr/cv.h (rendement  $\approx$  30% pour un moteur 4T en usage aéronautique à 75% de P max), nous obtenons une consommation correspondante de 12,6 kg/h = **17 litres/h, soit 9,5 litres au cent.**

A raison de 3,09 kg/CO<sub>2</sub> par kg d'essence, nous obtenons  $3,09 \times 12,6 =$  **39 kg de CO<sub>2</sub>/h, soit 24,6 kg de CO<sub>2</sub> au cent.**

Mais non plus à 95 km/h, mais à environ 180 km/h.

## Ce qui nous donne...

	 <b>AER</b> à 95 km/h	 <b>AER</b> à 150 km/h	 <b>IAO</b> à 95 km/h	 <b>IAO</b> à 150 km/h	 <b>Standard 80cv</b> 180 km/h
<b>Energie secondaire /h</b>	<b>100 MJ/h</b>	<b>176 MJ/h</b>	<b>103 MJ/h =</b> <b>2,35kg = 3,2 l/h</b>	<b>163 MJ/h =</b> <b>3,7kg = 5,0 l/h</b>	<b>554 MJ/h =</b> <b>12,6kg = 17 l/h</b>
<b>Kg de CO2/h</b>	<b>4,6 kg CO2/h</b>	<b>8,0 kg CO2/h</b>	<b>7,2 kg CO2/h</b>	<b>11,4 kg CO2/h</b>	<b>38,8 kg CO2/h</b>
<b>Energie secondaire au cent</b>	<b>106 MJ au cent</b>	<b>117 MJ au cent</b>	<b>109 MJ</b> <b>2,5 kg = 3,3 l au cent</b>	<b>109 MJ</b> <b>2,5 kg = 3,3 l au cent</b>	<b>308 MJ</b> <b>7,0 kg = 9,5 l au cent</b>
<b>KG de CO2 au cent</b>	<b>4,8 kg CO2 au cent*</b>	<b>5,4 kg CO2 au cent*</b>	<b>7,6 kg CO2 au cent</b>	<b>7,6 kg CO2 au cent</b>	<b>21,6 kg CO2 au cent</b>
<b>Autonomie avec 78 kg de batterie ou de carburant</b>	<b>142 km (90')</b>	<b>128 km (51')</b>	<b>3157 km*</b>	<b>3158 km*</b>	<b>1114 km</b>

**AER : rajouter les déchets nucléaires et le recyclage des batteries**

**IAO : il est à noter que les consommations au cent sont équivalentes à 95 km/h et à 150 km/h.**

**Ceci est dû à l'amélioration de Rhi lorsque v augmente, et à l'amélioration du rendement du moteur thermique lorsque sa charge augmente (cf. pages précédentes). \* 3000 km est un ordre de grandeur, l'IAO est optimisé pour environ 1000 km, ce qui est largement suffisant.**

## Reste une autre solution, recouvrir l'AER de cellules photovoltaïques

A raison de  $150 \text{ W/m}^2$  ( $0,2 \text{ cv/m}^2$ ) et de  $14\text{m}^2$  de cellules, nous obtenons  $2,1 \text{ kW}$ , soit  $2,8 \text{ cv}$  !

C'est-à-dire que nous disposons dans le meilleur des cas (au soleil à midi), de 30% de la puissance nécessaire au vol de l'AER à  $95 \text{ km/h}$ , et de 5% de sa puissance maxi. Ce surcroît de puissance permettrait soit de réduire la masse des batteries, soit d'augmenter l'autonomie.

L'intérêt de cette solution est donc limité, d'autant plus que le surcoût est important et les masses supplémentaires probables risquent de dégrader les performances.



## Mais il reste un problème de fond... le chauffage !

La comparaison n'est pas finie, parlons maintenant du chauffage de l'habitacle de nos avions.

Un rendement de 30% d'un moteur thermique sous entend 70% de pertes, dont une partie récupérée suffit largement pour chauffer l'habitacle de l'avion. Le surcoût énergétique du chauffage est donc nul pour l'IAO !

Par contre, le rendement d'un moteur électrique étant élevé, il n'y a pas grand-chose à récupérer pour le chauffage... C'est-à-dire que le chauffage de l'habitacle de l'AER nécessite un apport autre, et conséquent, d'énergie !

Cette problématique est développée dans le chapitre « *chauffage* » du document « *voiture électrique et CO2* »

## Conclusion

L'AER électrique est optimisé pour voler lentement, ce qui lui permet de se contenter d'une puissance très réduite : 7kW soit 9,5cv à 95 km/h. Dans ces conditions, le vol électrique est possible avec 78 kg de batteries pendant quasiment 90', soit environ 142 km (non comprise l'énergie pour décoller et pour grimper)... et à la condition de ne pas se servir d'électricité pour chauffer l'habitacle par basse température ! Ceci dégraderait considérablement l'autonomie de l'AER.

Dans ces conditions, hors chauffage, l'AER émet environ 37% de CO2 en moins que l'IAO thermique que nous avons imaginé, mais il faut rajouter les déchets nucléaires plus le recyclage des batteries.

A long terme, les émissions de CO<sub>2</sub> de l'électricité tendrons à baisser. Mais l'IAO n'est pas en reste : ses consommations de carburant sont très faibles, d'où les agro carburants deviendrons une alternative possible aux carburants fossiles.

Retenons que l'AER et l'IAO sont globalement proches sur le plan des économies. Ces deux aéronefs sont nettement meilleurs que le « standard ULM 80 cv » actuel. Comparé à ce standard, le vol à faible vitesse d'appareils légers, qu'ils soient électriques ou thermiques, permet de réduire considérablement les consommations donc les émissions de CO<sub>2</sub>.

Compte tenu de leurs grandes finesses ( $\approx 25$ ), nos deux aéronefs optimisés permettent de faire du vol à voile. Ce qui est du « vol solaire » bien plus efficace et infiniment moins cher que des cellules photovoltaïques.

Mais, par rapport à l'AER, l'IAO a les avantages suivants :

▶ il peut voler à 150 km/h tout en ne consommant pas plus, au kilomètre, qu'à 95 km/h. Ceci est dû à l'amélioration du rendement du moteur thermique lorsque sa charge augmente et à l'amélioration du rendement de l'hélice installée lorsque la vitesse augmente (cf. pages précédentes).

▶ l'IAO peut franchir 3000 km\* à 150 km/h avec une masse de carburant équivalente à la masse des batteries de l'AER (78 kg), dont l'autonomie se limite à 140 km à 95 km/h.

\* 3000 km est un ordre de grandeur, l'IAO est optimisé pour une distance franchissable de 1000 km. La masse de carburant nécessaire représente 24 kg dans ces conditions.

▶ le chauffage de l'habitacle de l'IAO ne nécessite pas d'apport d'énergie supplémentaire.

► contrairement à une longue recharge de batteries, le plein de carburant de l'IAO est réalisé en quelques instants.

En conclusion, de tels aéronefs optimisés, qu'ils soient électriques ou thermiques, représentent l'avenir de nos aéronefs de loisir. La solution électrique est plutôt adaptée à un usage de type motoplaneur, la solution thermique est par contre plus polyvalente.