



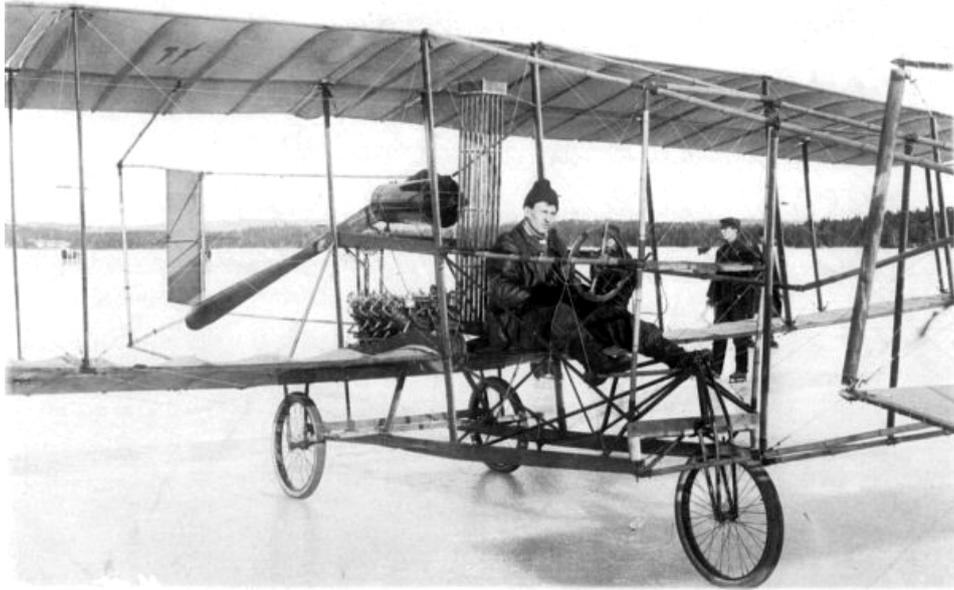
*Association de Sauvetage Créatif du Savoir Aérotechnique*

*Approche pratique du refroidissement moteur  
(Etude du MCR 4S n° 20)*

*par*

*Gilles THESEE*

*Stage de complément 2008*



"Silver Dart" John A. D. "Doug" McCurdy, 1909

## L'art perdu des avionneurs

Depuis un demi-siècle les ingénieurs aéronautiques n'étudient plus le refroidissement des moteurs à pistons.

Il y a des raisons : la traînée de refroidissement prohibitive des moteurs à explosion aux grandes vitesses et en altitude, a précipité l'avènement du réacteur qui se passe (presque) totalement du refroidissement.

La science des anciens cède peu à peu la place à de simples recettes, dont certaines sont complètement erronées.

*"En cas de surchauffe il faut agrandir l'entrée d'air..."*

*"Le liquide de refroidissement ne doit surtout pas bouillir..."*

*"L'idéal est de faire sortir l'air sur le dessus, dans une zone de dépression..."*

Malgré les nombreuses études sur le sujet, dont celles d'Inter-Action, les concepteurs oublient les lois de l'aérodynamique dès qu'ils soulèvent le capot moteur.

Après un siècle d'aviation, la qualité aérodynamique de certaines machines de 2008 n'est pas meilleure que celle de l'un des premiers avions à refroidissement liquide, le Silver Dart de 1909.

Pour avionner un moteur Rotax 914 selon les règles de l'art, une recherche approfondie a été nécessaire.

Maîtres encore détenteurs du savoir, rapports confidentiels, expériences secrètes, l'aventure a pris l'allure d'une véritable quête.

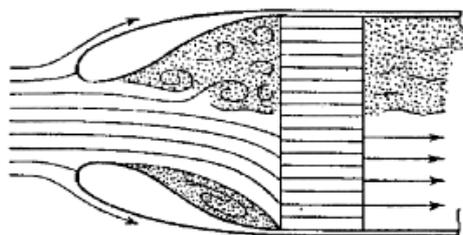
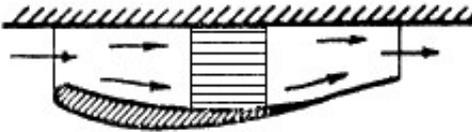


Fig. 12-10 Possible air flow in old style duct.

## 1. L'état des recherches

Dès les débuts de l'aviation, les constructeurs aéronautiques ont étudié le refroidissement de leurs moteurs, sans toutefois se préoccuper de traînée, en raison de la piètre qualité aérodynamique des machines, et des faibles vitesses atteintes.

Les radiateurs sont d'abord montés nus face au vent, devant ou derrière la machine.



En 1915 Hugo Junkers dépose un brevet pour un radiateur caréné qui reste encore tout à fait d'actualité.

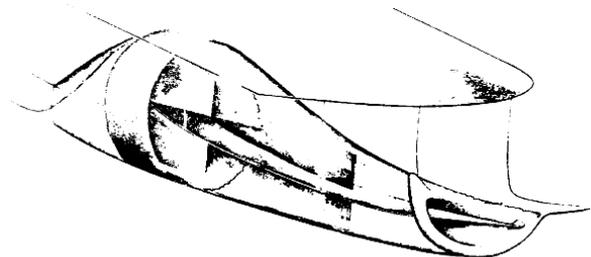
Le JUNKERS J2 sera le seul avion équipé, les avantages restant masqués par la traînée globale de la machine.

### 1.1 L'effet Meredith

En 1935 l'aérodynamicien anglais F.W.Meredith publie une note sur la possibilité d'obtenir une poussée grâce à l'apport de chaleur d'un radiateur de refroidissement.

Dès les mois suivants, les aérodynamiciens allemands, français et américains incorporent ses données dans leurs études. L'effet Meredith était né.

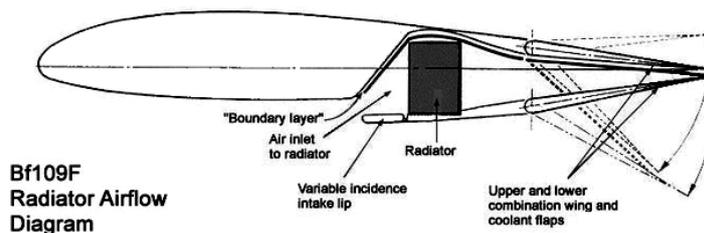
Au cours des années 35 à 38 les aérodynamiciens allemands établissent les bases de l'aérodynamique des radiateurs. Les traductions de leurs travaux sont accessibles sur le site du NACA.



En France, Louis Bréguet et son ingénieur en chef René Devillers publient en 1938 une synthèse des connaissances de l'époque (réf. 2 et 3).

De façon compréhensible, les travaux américains portent principalement sur le refroidissement par air : ils ne produiront en effet qu'un seul moteur à refroidissement liquide opérationnel.

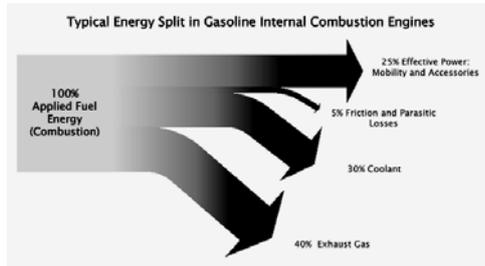
A l'exception des très intéressantes études de S.J.Miley dans les années 80, les recherches sur le refroidissement moteur prennent fin avec les années 40, à l'apogée du moteur à pistons.



## 2. Les bases du refroidissement

Refroidir un corps, c'est prendre une partie de sa chaleur et la transférer à un autre, qui alors se réchauffera.

### 2.1 Pourquoi refroidir ?



Les moteurs thermiques n'ont qu'un rendement inférieur à 30 %. Cela signifie que lorsqu'un moteur délivre, par exemple 100 chevaux sur l'arbre d'hélice, une puissance sensiblement double est gaspillée dans l'échappement et le métal du moteur

Il faut par conséquent évacuer en chaleur vers l'atmosphère, l'équivalent de la puissance sur l'arbre.

### 2.2 Refroidir par eau ou par air ?

Tous les moteurs d'avions échangent donc de la chaleur avec l'écoulement aérodynamique.

Dans un moteur à explosion, la chaleur née de la combustion dans les culasses et les cylindres traverse les parois métalliques. Elle se communique par conduction à un fluide caloporteur, air ou liquide ("eau" ou huile) chargé de l'emporter par convection loin du moteur vers l'environnement.

Dans le cas du refroidissement par liquide, le fluide intermédiaire réchauffé par le moteur traverse les tubes d'un échangeur ou radiateur. C'est un courant d'air circulant entre ces tubes qui se charge alors du transfert vers l'atmosphère.

Ainsi le fluide ultime reste l'air, et l'adage de la Navy d'avant guerre tient toujours :

*"A water-cooled engine in an airplane makes as much sense as an air-cooled engine in a submarine. "*

Nous étudions ici surtout le refroidissement par liquide, mais de nombreuses notions s'appliquent directement au refroidissement par air.

## 2.3 Radiateurs

### 2.3.1 Nid d'abeille

Les radiateurs d'aviation avaient à l'origine une matrice en nid d'abeille : un faisceau de tubes de cuivre évasés à leur extrémité et soudés à l'étain. L'air parcourt la longueur des tubes tandis que le liquide à refroidir circule autour.



Simple à fabriquer ce type de faisceau offre à l'air de refroidissement la même surface d'échange qu'au liquide.

Or pour un échange optimal, la surface léchée par l'air doit être beaucoup plus importante que celle offerte au liquide.

Il présente tout de même l'avantage d'une bonne tenue à la pression, et la réparation des soudures est très facile par l'extérieur.

Omniprésent dans les années 30, ce type de faisceau se rencontre encore dans les radiateurs d'huile des gros moteurs à pistons et des turbomachines.

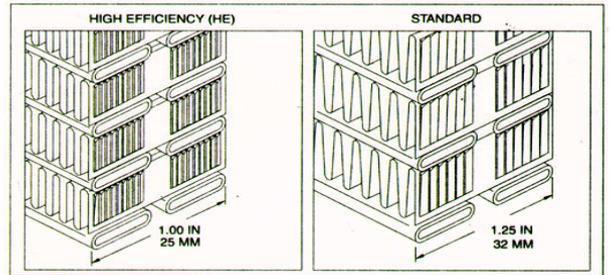
Sur les avions légers, il ne présente d'intérêt pratique que pour les machines anciennes. Toutefois, la littérature des années 30-40 se réfère souvent en premier lieu à ce type de radiateur.

### 2.3.2 Faisceaux à lames d'eau

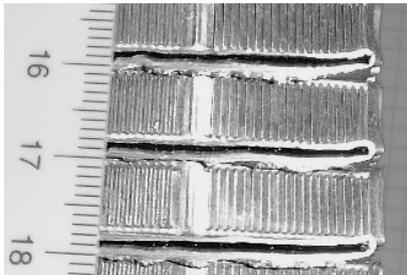
Les radiateurs actuels ont un faisceau à lames d'eau. Le liquide de refroidissement circule dans des tubes métalliques aplatis, entretoisés par des ailettes soudées en zigzag pour accroître la surface

d'échange avec l'air. Ce type de construction offre une bonne tenue à la pression. Les extrémités du faisceau comportent des boîtes à eau qui distribuent le liquide dans les différents tubes.

On trouve en standard dans l'industrie automobile des faisceaux à deux tubes plats en tandem, d'une épaisseur totale d'une quarantaine de mm. Certains fabricant proposent en ligne des faisceaux à 3 et même 4 tubes en tandem, d'une épaisseur plus importante.



Le métal de choix est l'aluminium, qui permet la fabrication sur mesure en soudant des boîtes à eau aux extrémités d'un faisceau de largeur standard, recoupé au nombre de rangées de tubes voulu.



Küchemann (réf. 4) montre que pour un transfert de chaleur optimal, le Reynolds dans les passages d'air doit être faible, le diamètre des passages réduit, et le faisceau profond. La rugosité des passages augmente la perte de charge dans le faisceau sans accroître le transfert de chaleur. Cependant, des ailettes judicieusement ondulées dans le sens de l'écoulement améliorent la convection. De même des ailettes fendues en persiennes créent autant de points d'arrêts qui "rafraîchissent" la couche limite et diminuent les Reynolds locaux.

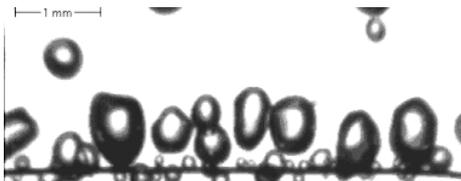
## 2.4 Liquide de refroidissement

Le meilleur en terme de capacité thermique est l'eau. Pour des raisons de point de congélation on lui adjoint souvent de l'éthylène glycol (Éthane-1,2-diol) dans les proportions d'environ 50/50.

Pour prévenir la cavitation de la pompe et la formation de poches de vapeur, le circuit est pressurisé. On utilise pour cela un bouchon muni d'une soupape tarée (+0,9 bar à +1,2 bar dans le cas des Rotax 91x).

### 2.4.1 L'ébullition est toujours présente !

On pourrait penser que l'ébullition dans le moteur doit être évitée à tout prix. L'ébullition nucléée est pourtant un processus normal dans un circuit de refroidissement.

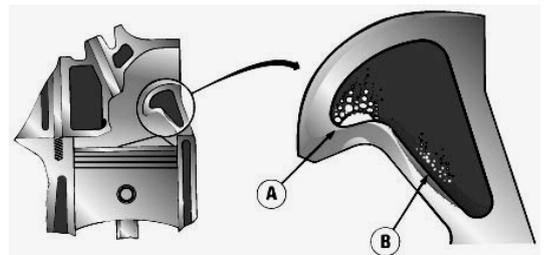


© Copyright école thématique du CNRS 2003

Les travaux du NACA au cours des années 40 (réf. 8), montrent que l'ébullition nucléée améliore considérablement le transfert de chaleur dans un moteur à pistons, et contribue à accroître le refroidissement lorsque le débit du liquide de refroidissement diminue.

Au niveau des points chauds du moteur des micro bulles de vapeur apparaissent (B), améliorent la convection, et évacuent une grande quantité de chaleur. En effet, la vaporisation d'un gramme d'eau absorbe 700 fois plus d'énergie que son élévation de température d'un degré.

Avec la convection et la circulation imposée par la pompe, les bulles ainsi formées sont rapidement entraînées puis disparaissent.



Le problème serait différent en cas d'arrêt de la circulation, ou d'une température de paroi trop élevée : formation d'une pellicule de vapeur (*film boiling*) ralentissant l'échange de chaleur (A), avec évolution possible en une poche importante. La température du point chaud augmente alors et les suites peuvent être catastrophiques.

### 2.4.2 Les liquides *waterless*

Des Bulletins Service Rotax suggèrent de remplacer le liquide 50/50 par le liquide Evans NPG<sup>+</sup> constitué de propylène glycol (1,2-propanediol) pratiquement pur. Le but invoqué est d'éviter les poches de vapeur en profitant du point d'ébullition plus élevé de l'Evans (187°C au niveau de la mer).

Cependant la capacité thermique massique du propylène glycol ne représente que 60% de celle de l'eau, et l'ébullition apparaît plus tardivement au niveau des points chauds.

Toutes choses égales par ailleurs, ce liquide emportera donc moins de chaleur et le moteur fonctionnera à plus haute température. Le transfert de chaleur s'améliorant avec la température du moteur, la nouvelle température de fonctionnement se stabilisera quand ces deux aspects se compenseront.

Ainsi le liquide supporte les températures élevées, mais pas nécessairement le moteur.

La solution pour l'emploi du glycol pur, serait l'augmentation du débit de la pompe, solution irréaliste sur Rotax.

Le meilleur choix reste de soigner l'aérodynamisme du refroidissement, pour éviter le recours à ces fausses solutions.

#### Propriétés physiques des liquides de refroidissement

Nom	Formule brute	T ébullition °C @ 760 mm Hg	Masse volumique kg/m <sup>3</sup>	Capacité thermique massique J.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup>
Eau	H <sub>2</sub> O	100	1000	4180
Éthylène glycol	C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> O <sub>2</sub>	197	1109	2400
Propylène glycol	C <sub>3</sub> H <sub>8</sub> O <sub>2</sub>	187	1036	2500

**NB** : les huiles moteur ont une capacité thermique massique 1900 à 2000 J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>, soit environ la moitié de celle de l'eau, mais leur rôle caloporteur n'en reste pas moins important.

### 2.5 Ordres de grandeur

Typiquement, les variations de température dans les radiateurs sont de 6 à 8 °C pour l'eau et 20 à 30 °C pour l'huile.

L'échauffement de l'air pour un radiateur d'aviation est de l'ordre de 0,5 à 0,7 fois la différence de température  $\Delta T$  entre l'air et le liquide.

Les pompes à "eau" débitent de 1 à 1,5 L/s pour 100 chevaux sur l'arbre (55 L/min pour les Rotax).

Rotax publie des puissances à évacuer de 30 kW pour l'eau et 9 kW pour l'huile pour le 914.

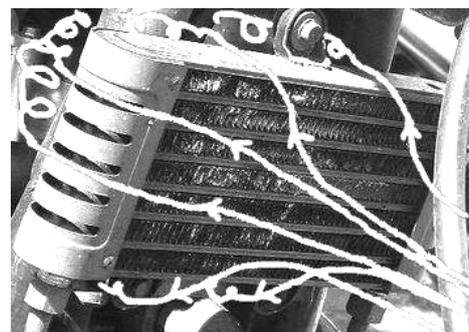
Parmi les facteurs qui interviennent dans l'étude du refroidissement, on distingue la surface d'échange totale  $S_a$  (surface des tubes + surface des ailettes) rapportée à la section de passage  $s_a$  (réf. 2 et 4).

## 3 Aérodynamisme du radiateur

### 3.1 Radiateur dans le vent

On pourrait imaginer qu'en exposant directement un radiateur ou des cylindres dans le vent relatif on obtiendra un refroidissement efficace.

En fait moins du tiers de l'air arrivant face au radiateur traverse effectivement le faisceau. Le reste contourne l'obstacle en tourbillonnant.



### 3.2 Le deltaP

Pour refroidir, le radiateur doit être traversé par un courant d'air correspondant à un débit massique  $Q_{\text{air}}$  tel que

$$W_{\text{therm}} = (QC_p\Delta T)_{\text{liquide}} = (QC_p\Delta T)_{\text{air}}$$

Avec

$W_{\text{therm}}$  : puissance thermique de refroidissement (W)

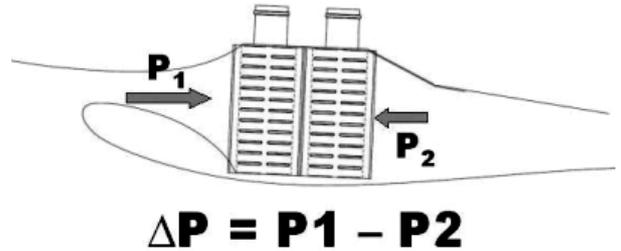
$Q$  : débit massique du fluide (kg/s)

$C_p$  : chaleur spécifique à pression constante du fluide ( $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ )

$\Delta T$  : variation de température du fluide (K)

C'est la différence de pression  $\Delta P$  entre les deux faces du faisceau qui oblige l'air à le traverser. Sans cette différence, pas de débit dans le faisceau, pas de refroidissement.

Il y a une contrepartie :  $\Delta P$  implique pression élevée sur la face avant, pression moindre sur la face arrière. Conséquence, une force dirigée vers l'arrière, correspondant à une traînée.



### 3.3 Le coût du refroidissement

On ne peut refroidir sans traîner.

Il est démontré que le refroidissement est indissociable du frottement de l'air sur les parois du faisceau, et de la différence de pression entre les faces du radiateur (réf. 3, 4, 5 9).

Tout l'art consiste à refroidir en ne payant que la traînée "obligatoire", en minimisant les traînées annexes.

Alors que la traînée du radiateur ou des cylindres ne représente que quelques pourcents, la traînée de motorisation de nombreux avions et ULM atteint 20 à 30 % de la traînée totale.

Certains cumulent même traînée excessive et refroidissement insuffisant !

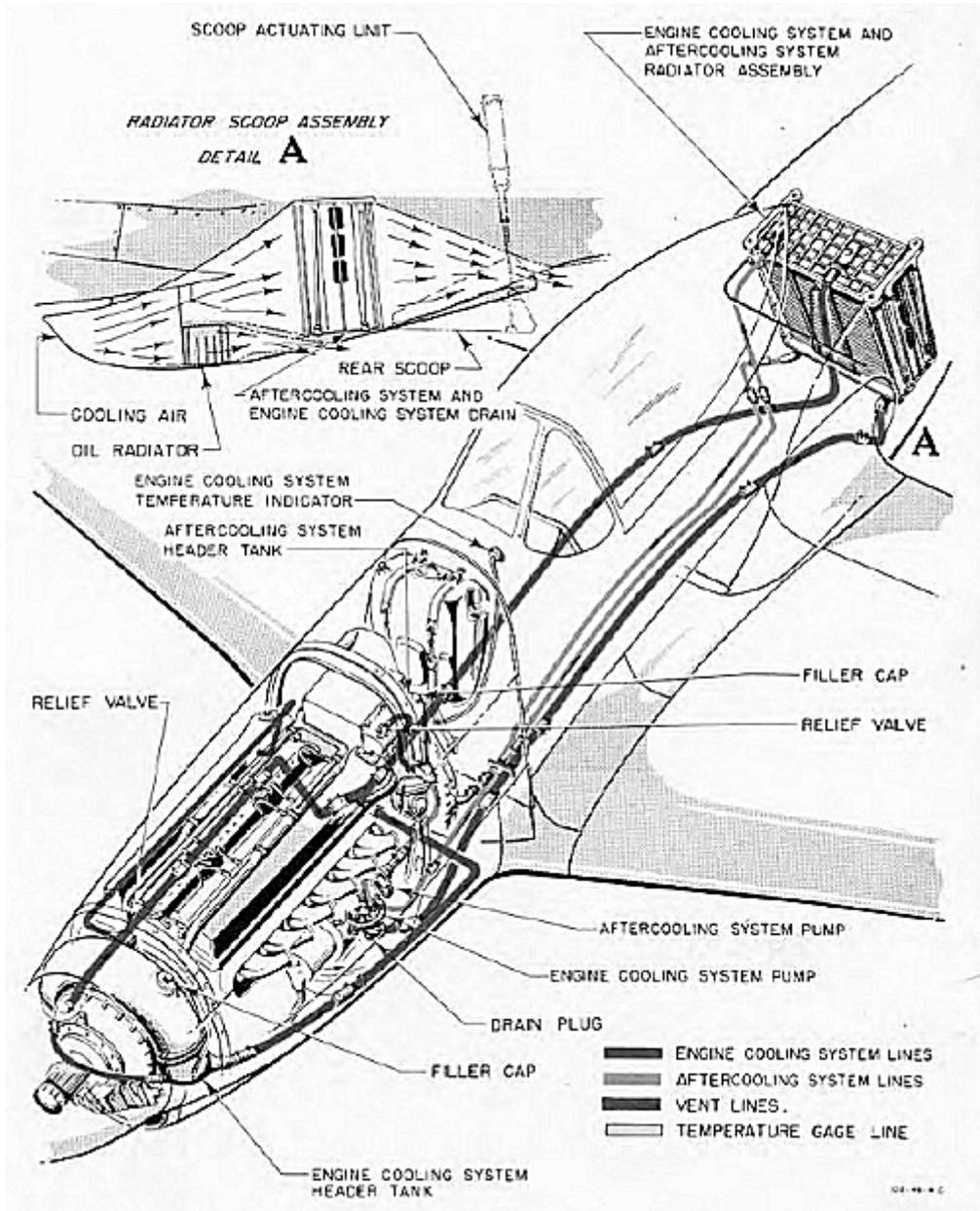
En première approximation, l'échange de chaleur entre le faisceau ou le cylindre aileté et l'air est proportionnel à la densité  $\rho$  de l'air, au coefficient de frottement, à la vitesse moyenne de l'air dans les ailettes (donc au débit volumique), et à la différence de température  $\Delta T$  entre l'air et le cylindre ou le liquide dans le radiateur.

La puissance nécessaire au refroidissement est proportionnelle au carré de la vitesse dans les ailettes, et à l'inverse de la différence de température  $\Delta\theta$  entre l'air et le faisceau ou le cylindre. Elle est indépendante de la densité de l'air (réf. 3 et 4).

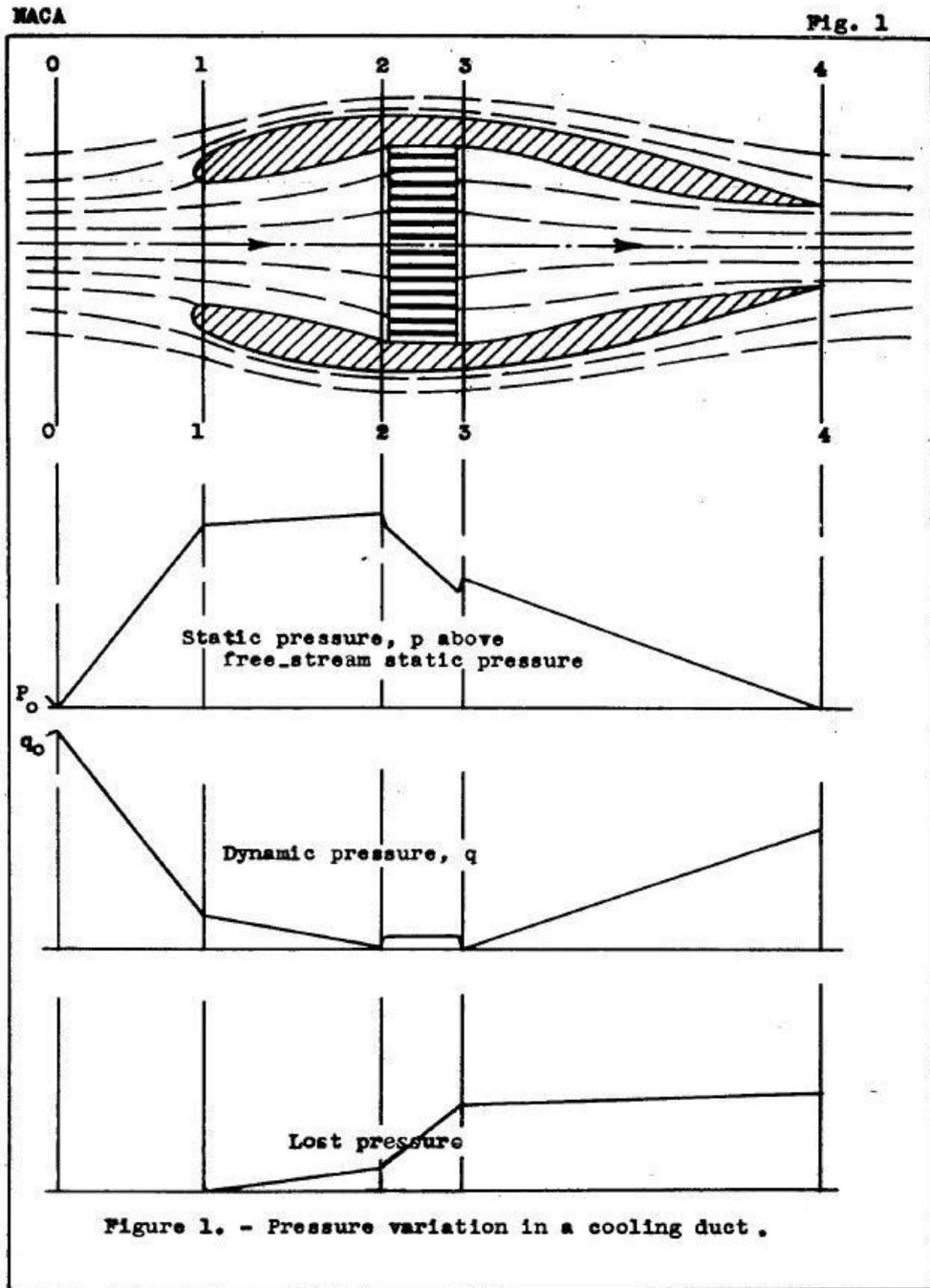
$$W_{\text{refroid}} \propto \frac{V^2}{C_p \cdot \Delta\theta}$$

Le refroidissement par convection n'est donc économique qu'aux basses, avec des différences de températures aussi élevées que possible. Il y a donc intérêt à tourner "chaud", dans la limite de la résistance du moteur.

Ces résultats s'appliquent aussi bien aux radiateurs qu'au refroidissement par air.



Erection and Maintenance Manual P-51 D/K



"Tout système de circulation interne comprend une entrée, un divergent, une obstruction ou perte de charge, un convergent et une sortie".

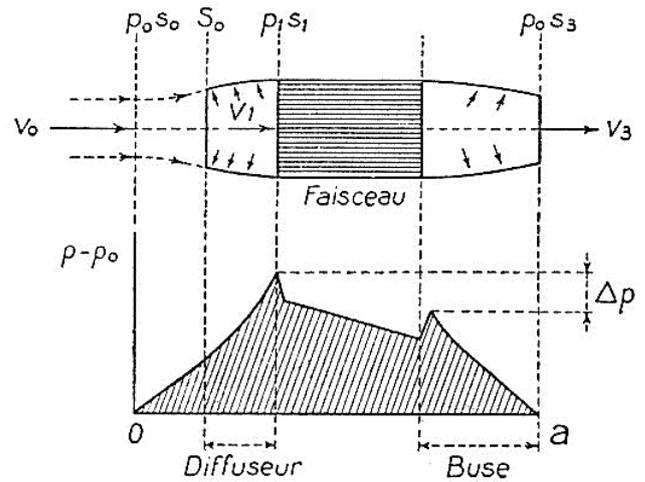
Sighard Hoerner (réf.16)

## 4 Le radiateur caréné

On peut améliorer considérablement le fonctionnement et la traînée d'un système de refroidissement en l'enfermant dans un conduit correctement caréné.

Le rôle du carénage est d'accompagner l'abaissement de vitesse devant le radiateur, d'augmenter la pression statique nécessaire à vaincre la perte de charge du faisceau, et d'utiliser les pressions sur les parois interne et externe pour diminuer la traînée totale de l'ensemble.

La première tâche du concepteur pour récupération de pression correcte au prix d'une traînée réduite, est d'éviter tout décollement.



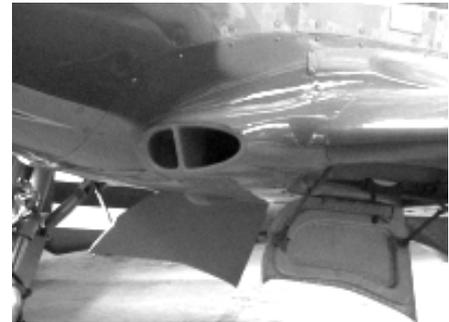
### 4.1 Entrée d'air

*On ne prend pas l'air. On le laisse entrer.*

Son rôle est d'admettre l'air nécessaire dans tous les cas de vol et de débit, avec des pertes réduites.

Une entrée d'air devrait être située à un point d'arrêt de l'avion, par exemple dans une zone de forte pression derrière le disque d'hélice. Une exploration du champ de pression peut s'avérer nécessaire.

D'après Rogallo (le père du deltaplane), les entrées de petite taille peuvent subir des pertes importantes, et il peut être intéressant de concevoir une entrée multiple alimentant deux ou plusieurs systèmes.

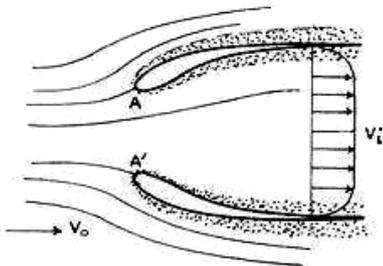


### 4.2 Arrondi externe et interne

Le rayon de la lèvre d'entrée d'air est primordial. Selon la vitesse de l'avion et le débit absorbé, il se forme un point d'arrêt séparant l'air qui pénètre dans la prise de l'air qui la contourne (A et A').

Un rayon suffisant permet à ce point d'arrêt de se déplacer sans provoquer de décollements internes ou externes.

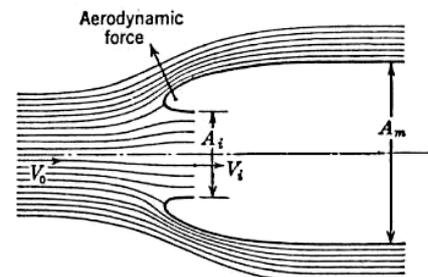
Si l'entrée d'air est placée sur le capot, se souvenir que les filets d'air ne sont pas parallèles au déplacement de l'avion, surtout à faible vitesse : l'hélice induit une très importante composante latérale. La forme de l'entrée d'air doit en tenir compte.



### 4.3 Section de la veine d'entrée

Il ne faut pas confondre la taille de l'entrée d'air et la section de la veine qui y pénètre : face à une perte de charge (obstruction), la veine diverge en ralentissant avant d'atteindre l'entrée. On parle de diffusion externe, très intéressante car elle s'effectue sans pertes.

La section de la veine est donc inférieure à celle de l'entrée d'air.



A titre d'exemple, sur notre MCR 4S, avec une entrée bidimensionnelle de 25 mm, la veine n'atteint que 17 mm quelques décimètres en amont.

#### 4.4 Le diffuseur ou divergent

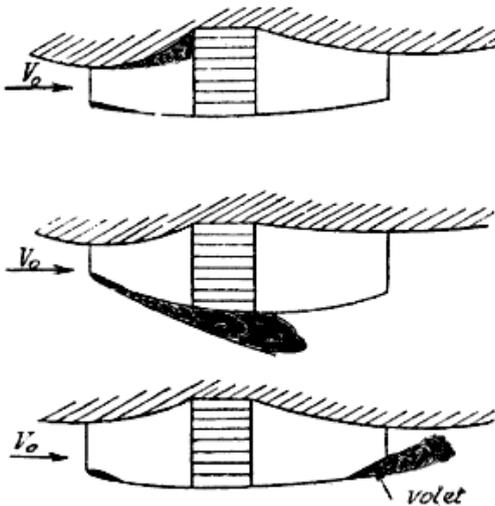
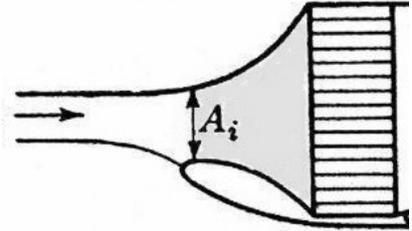
Les pertes les plus importantes se produisent dans les portions où l'écoulement est le plus rapide, et donc où la section est réduite (Bernoulli).

L'écoulement doit être ralenti sans décollement par un diffuseur en forme de trompette (surtout pas en entonnoir).

La présence du radiateur derrière le diffuseur contribue à retarder les décollements.

Un "bon diffuseur" permet de convertir en pression une part significative de l'énergie cinétique de l'air.

En soignant le tracé, il est possible de récupérer 80 à 90% de la pression dynamique.



Le dessin externe du diffuseur est également important : l'air qui n'y pénètre pas le contourne. En l'absence de décollement, l'accélération autour de la lèvre et de l'avant du diffuseur génère une résultante orientée elle aussi vers l'avant.

On parvient ainsi à contrebalancer une grande partie de la traînée du bloc radiateur.

On montre que le rendement du diffuseur est primordial dans la réduction de la traînée d'ensemble (réf. 4). C'est la partie la plus critique, et malheureusement souvent la plus bâclée par les constructeurs.

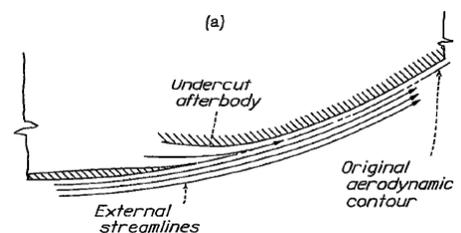
Il est établi (réf. 2) que toute puissance perdue en amont de l'échangeur ou du cylindre aileté, se traduit par une augmentation de la traînée d'un facteur 3 ou plus.

Certains "l'oublient" : une entrée d'air, un trou béant, puis l'échangeur ou le cylindre...

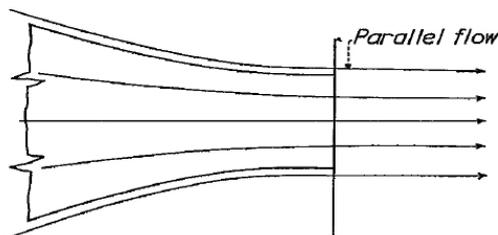
#### 4.5 Sortir dans le bon sens...

La sortie d'air doit s'effectuer tangentielle à l'écoulement général. Toute fuite perpendiculaire peut provoquer un décollement.

Choisir un emplacement où les lignes de courant sont rectilignes.



#### 4.6 A la bonne vitesse



Pour traîner moins, la vitesse du jet doit être aussi proche que possible de celle de l'écoulement extérieur. Il faut donc le réaccélérer et par réaction générer encore une force vers l'avant en lui ménageant un canal convergent.

Le dessin du convergent est beaucoup plus facile : l'air y étant accéléré les décollements y sont moins à craindre. À condition de ne pas l'encombrer d'arêtes ou d'obstacles.

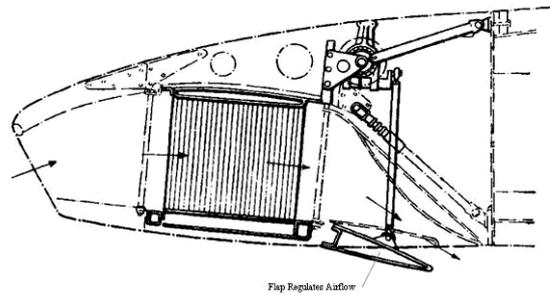
Beaucoup de concepteurs "oublient" également le convergent à la sortie du radiateur, gaspillant ainsi de l'énergie cinétique.

#### 4.7 Réglage du refroidissement

Pour un refroidissement optimal, il est nécessaire de maintenir le débit massique, et donc d'augmenter la section de la veine alimentant le radiateur en montée, et de la réduire à grande vitesse ou en descente.

Sur le papier, il serait nécessaire de modifier simultanément la section d'entrée en même temps que la section de sortie. En pratique on montre (réf 3) que si la section de l'entrée d'air atteint 30 à 50% de la section du bloc radiateur, le débit ne dépend plus que de la section de sortie.

Mosquito Radiator Detail



D'où le réglage par volet sur la sortie, qui permet de garder intacte la pression statique devant le radiateur.

Il est inutile d'accroître la section de sortie au-delà de la section frontale du radiateur, sous peine d'augmenter la traînée sans aucun profit (réf. 3).

Par ailleurs l'angle d'ouverture ne doit pas excéder une trentaine de degrés, afin d'éviter le rôle d'aérofrein.

#### 4.8 Tentation de la bavette

Quand le refroidissement ne marche pas bien, on entend souvent proposer de faire un grand trou à la sortie du capot, et d'installer un "rebord décrochoir" (Jacques Lecarme).

L'idée serait de remplacer la pression devant l'échangeur par une aspiration aval grâce à la dépression ainsi créée.

Cependant, le rendement d'une extraction par l'aval ne peut excéder 30 % (réf. 2).

Le refroidissement – quand il est amélioré – coûte ainsi 3 à 5 fois plus cher qu'avec une entrée d'air convenablement dessinée.



Remarque : on suggère parfois de placer la sortie dans une zone de dépression. Si l'on peut ainsi faciliter la sortie de l'air, rien n'est gratuit : on fait payer le travail d'extraction par l'écoulement général, avec une traînée accrue (réf. 5 et 7).

#### 4.9 Et après...

Le sillage chaud léchant le fuselage est lui aussi générateur de traînée (réf. 2 et 5).

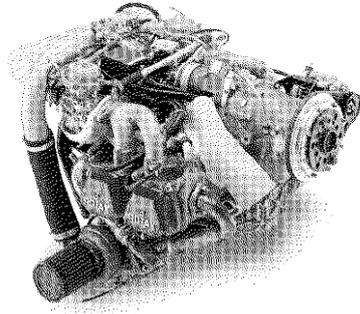
Un (nouveau) bon point pour le P 51 Mustang : il ne reste qu'une petite portion de fuselage sur lequel s'applique cette traînée.

Il n'est pas étonnant que North American ait passé autant d'heures de développement sur l'installation du Rolls-Royce que sur l'avion complet, avionnage de l'Allison inclus !



Tous nos remerciements à Michel Colombar pour son aide et ses conseils

## 5 Avionnage d'un moteur Rotax 914 sur le MCR4S n°20



L'objectif de cette étude est le développement d'une installation Rotax 914 plus satisfaisante que l'installation d'origine, en terme de refroidissement et de traînée, en incluant un *intercooler*.

En l'absence de moyens de calcul ou de simulation, l'étude préalable s'appuie sur la comparaison des installations des MCR-4S et MCR-01, ainsi que le MC-100 de Michel Colombar.

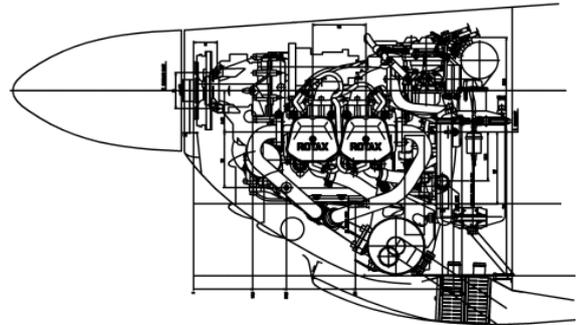
### 5.1 Étude préalable

Après plusieurs considérations, les points suivants sont arrêtés.

#### 5.1.1 Dispositions des radiateurs

Le principe des radiateurs en tandem "à la Colombar" est retenu, pour constituer un bloc de profondeur convenable avec les faisceaux couramment disponibles.

Emplacement en *pod* sous le moteur, la disposition sous le fuselage style P-51, plus favorable à la traînée bien qu'un peu plus lourde, présentant des inconnues sur les pertes de charge des tuyauteries d'eau et surtout d'huile.



#### 5.1.2 Refroidissement cylindres

Rotax annonce 6 kW à évacuer.

On envisagera des déflecteurs inférieurs de cylindres.

Rotax produit une "boîte de refroidissement" en composite. L'étanchéité en sera étudiée, notamment au raccordement entre boîte sur moteur (mobile) et diffuseur d'entrée (fixe).

#### 5.1.3 Ventilation turbo

On peut considérer que les échappements libèrent autant de chaleur que le moteur (Michel Colombar). Il sera tenu compte de l'échauffement résultant.

#### 5.1.4 Vapour lock

Les carburateurs ne devront pas "voir" les échappements ni le turbo porté à haute température, qui constituent d'excellents radiateurs...de chauffage. Placer des boucliers thermiques, et par exemple des persiennes au dessus des carburateurs, dans la zone de dépression. Elles pourraient jouer le rôle de cheminées lors des arrêts moteur chaud, et limiter les risques du "20 minute fuel stop".

Un soufflage peut aussi être envisagé, ou un ventilateur électrique à l'arrêt. Une trappe supérieure ouvrable au sol peut être intéressante : un placement à l'arrière du capot en surpression permettrait une ouverture automatique à basse vitesse.

#### 5.1.5 Sortie inférieure de l'air de refroidissement

Sera dimensionnée pour assurer une vitesse proche de l'écoulement général sous l'avion. La direction sera tangente à l'écoulement général. L'arête inférieure de la CPF sera équipée d'un déflecteur arrondi, muni d'un petit trou de drainage.

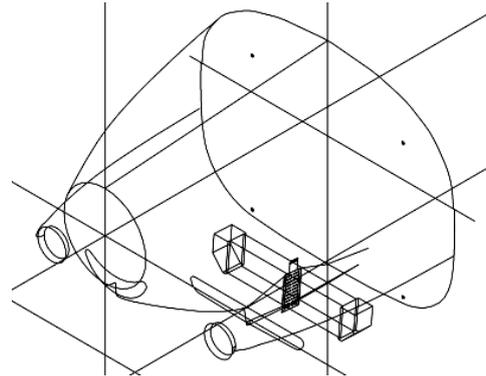
Il faudra gérer le tube d'échappement, ainsi que le haut de la jambe de train avant. Aucune fuite perpendiculaire à l'écoulement ne sera tolérée.

La vitesse d'échappement étant élevée, l'intérieur de la sortie et du capot inférieur doivent être lisses, et les fixations éventuelles correctement carénées.

Un volet de capot sera nécessaire, avec une corde suffisante pour éviter les décolllements.

### 5.1.6 Position des entrées d'air

Il est souhaitable d'éloigner l'entrée d'air de l'axe de l'hélice.  
 Considérer l'opportunité de la placer immédiatement derrière l'hélice. Le passage des pales pourrait perturber l'écoulement.  
 A élucider.  
 Il sera certainement nécessaire de gérer la couche limite.



## 5.2 Dimensionnement

### 5.2.1 Avion de référence (Installation Dyn'Aéro)

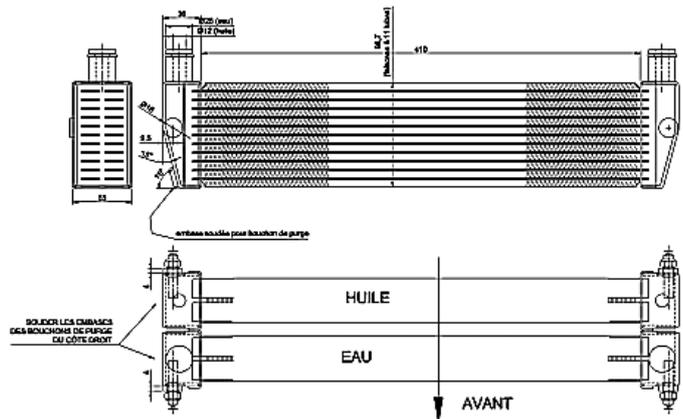
Longueur des tubes 360 mm  
 Hauteur totale 107 mm (12 tubes) soit une surface de 385 cm<sup>2</sup>.

Un calcul préliminaire donne à penser que le dimensionnement des radiateurs est suffisant.

Il semble que dans la dernière configuration essayée on obtienne un refroidissement limite en montée, mais important en croisière, avec une prépondérance du refroidissement de l'eau.

### 5.2.2 Faisceau retenu

Le choix s'arrête finalement sur un faisceau de 11 tubes doubles de 410 mm de long sur 99 mm, soit 402 cm<sup>2</sup>.  
 Le bloc-radias moins haut sera plus facile à loger.  
 La surface légèrement supérieure permettra une vitesse de passage plus faible avec une traînée diminuée.  
 Pour compenser un éventuel déséquilibre entre eau et huile, il est envisagé de monter un by-pass sur le circuit d'eau, muni d'un robinet provisoire pour faciliter les réglages.

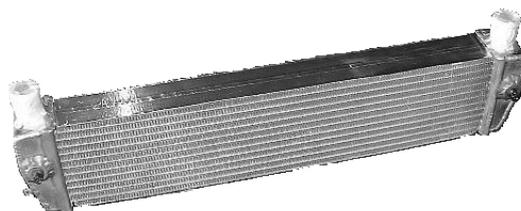


### 5.2.3 Entrée d'air radiateurs

Après plusieurs échanges avec M. Colombar, la réflexion sur les entrées d'air donne lieu à de nombreuses itérations, dont un exemple figure page suivante.

Il est à noter que les données théoriques sont prudentes, et que l'entrée d'air du MC-100 a finalement pu être considérablement réduite par M.Colombar.

N.B. On remarquera que l'extrapolation des valeurs du MC 100 est proche de la section finalement retenue après essais en soufflerie.



**Considérations sur les sections et les débits installations existantes**

**MC-100**

Entrée d'air largeur 400, initialement hauteur 35 mm, maintenant 15 mm, soit 0,6 dm<sup>2</sup>  
Débit estimé 450 L/s.

**Extrapolation au MCR 4S**

Rapport des puissances, la règle de trois peut s'appliquer

$$P_{914}/P_{912} = 115/80 = 1,43$$

Le rapport des débits doit être similaire, le débit souhaité est donc

$$450 \times 1,43 = 647 \text{ L/s}$$

Section du faisceau actuel de DA :

$$3,60 \times 1,07 = 3,85 \text{ dm}^2$$

La vitesse souhaitée en croisière à l'entrée du faisceau devrait donc être de

$$647 / 3,85 = 168 \text{ dm/s} = 60,5 \text{ km/h}$$

Ce résultat est cohérent avec les vitesses optimales entre 40 et 60 km/h

**Section d'entrée d'air**

Si l'on adopte la section calculée par Bréguet, la vitesse à l'entrée du tunnel doit correspondre à la moitié de la vitesse avion, choisie en croisière à 250 km/h, soit

$$694 / 2 = 347 \text{ dm/s.}$$

Section souhaitée

$$647 / 347 = 1,86 \text{ dm}^2$$

Soit une entrée d'air de 360 mm de large sur 52 mm de haut (1)

Si, comme sur le MC-100, l'entrée d'air est de dimension inférieure, on aurait par exemple pour un rapport de 1/3 entre l'entrée et le faisceau

$$3,85 / 3 = 1,28 \text{ dm}^2$$

Soit une entrée d'air de 360 sur 35 mm de haut (2)

Pour information, l'entrée d'air actuelle DA fait 360 sur 100, dont 75 pour les radiateurs.

Il faut bien sûr tenir compte de la forme des extrémités latérales de l'entrée d'air.

Les valeurs ci-dessus sont prudentes, puissance max. 5 minutes au lieu de la puissance max. continue, vitesse de croisière de l'avion actuel avec ses traînées.

Il y a des raisons de penser que l'on peut partir sur une section d'entrée de 1,86 dm<sup>2</sup> maximum, en espérant réduire après essais compte tenu de la puissance max. continue de 15 ch inférieure, de la vitesse de croisière escomptée supérieure à 250 km/h.

Les valeurs du MC-100 récemment modifié donneraient 0,95 dm<sup>2</sup>, soit une hauteur de 26 mm.

### 5.3 Caractérisation du bloc radiateur

Travaux menés de l'automne 2003 au printemps 2004 aux La Pierre Skunk Works.

La première étape consiste à mesurer le coefficient de résistance du bloc radias (réf. 3, 5 et 9). Pour cela, un élément de l'ensemble est traversé par l'écoulement et l'on mesure la différence de pression statique ( $\Delta p$ ) entre l'entrée et la sortie, ainsi que la pression dynamique à l'entrée ( $q = \rho V^2/2$ ).

Le montage fait appel à des tuyaux de PVC de 43 mm, les prises de pression sont en tube de laiton.  
Débit assuré par un aspirateur de copeaux.

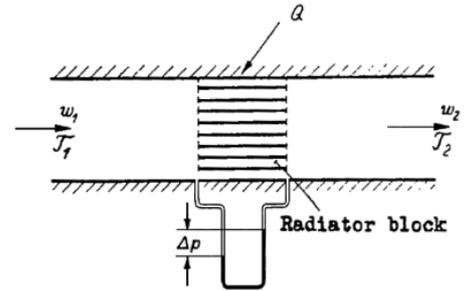
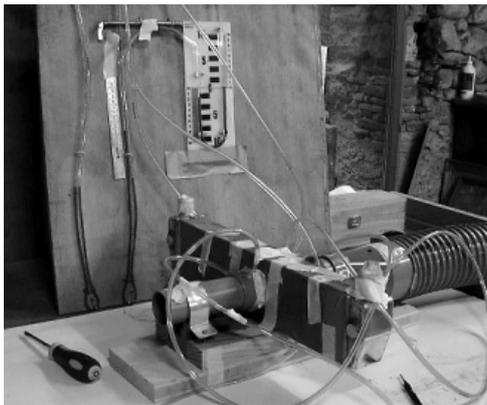


Figure 2.- Radiator block in closed channel.



Ces mesures permettent de calculer le coefficient de résistance  $C = \Delta p/q$  correspondant à notre bloc.

Le fait de travailler en vraie grandeur élimine les principaux effets d'échelle.  
Dans la gamme de vitesses du montage, le coefficient reste pratiquement constant.

La connaissance de ce paramètre permet dès à présent de dimensionner l'entrée d'air du diffuseur (réf.3 et 4).

On définit la perméabilité du faisceau par

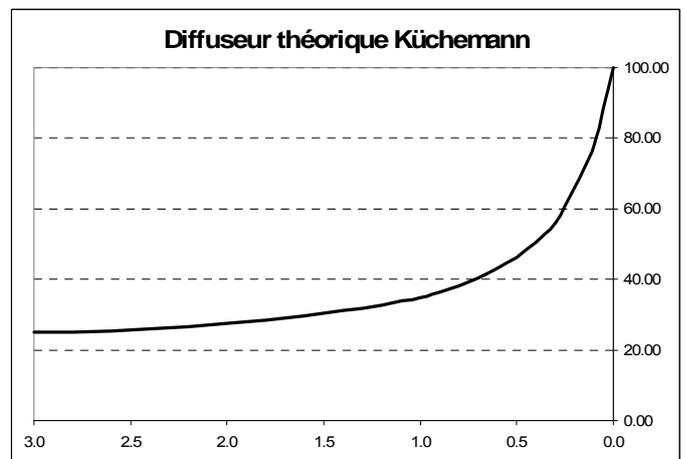
$$\lambda = \frac{1}{\sqrt{(1+C)}}$$

Si l'entrée d'air a une section supérieure ou égale à  $(1,5 \times \lambda - 0,5 \times \lambda^2)$ , le débit dans le tunnel et le bloc radias ne dépend pratiquement plus que de la section de sortie (réf. 3 et 4).

Le pilotage du débit peut alors s'effectuer entièrement par le volet de capot en sortie.

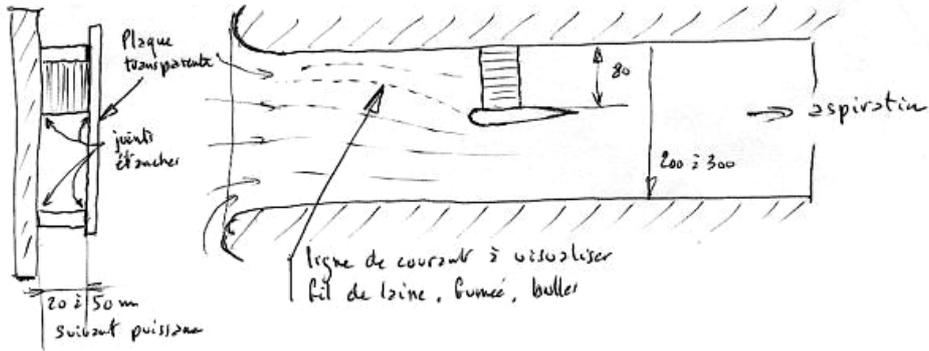
La partie externe du carénage des radiateurs peut être dessinée au sentiment, pour assurer une "jolie courbe" (Michel Colombar), avec un rayon de lèvres d'entrée suffisant pour éviter les décollements extérieurs.

Il est maintenant possible de dessiner un diffuseur standard d'après les ouvrages qui proposent un certain nombre de tracés mathématiques pour les parois de diffuseurs.  
Ces profils sont censés éviter les décollements, sans toutefois garantir un rendement optimal (réf. 4 et 5).



Ce procédé peut convenir à un constructeur qui ne peut faire des essais plus approfondis

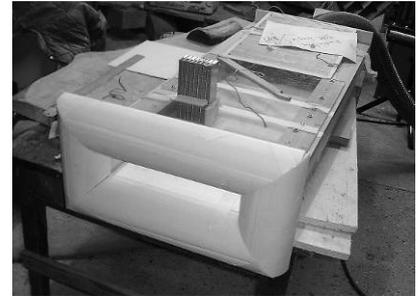
## 5.4 Étude en soufflerie



Sur les conseils de Michel Colombar, une soufflerie aérodynamique est réalisée pour définir l'entrée d'air selon une méthode moins calculatoire, mais plus proche de l'optimum.

Il est en effet établi qu'en dessinant les parois du diffuseur d'après les lignes de courant du bloc radiateur en plein vent, aucun décollement n'est à craindre (réf. 5).

Un collecteur découpé au fil chaud régularise l'écoulement, au prix d'une légère chute du débit. Avec ce montage la forme des lignes de courant ne dépend pas de la vitesse de l'écoulement.

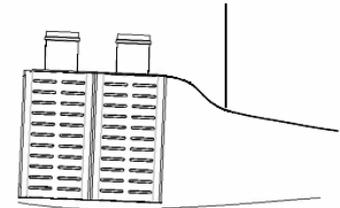


### 5.4.1 Les étapes

La position du bloc radiateurs sur l'avion conditionne la forme du convergent de sortie réalisé en tôle roulée.

Le profil du convergent est reproduit dans la soufflerie à l'aide d'un bloc de mousse, et muni d'un volet de capot.

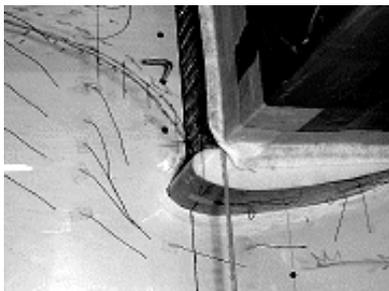
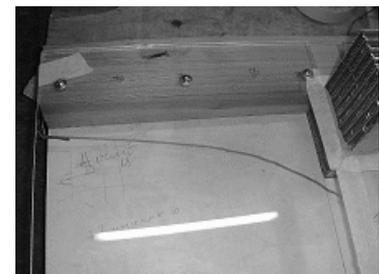
Le diffuseur sera défini à partir de l'ensemble bloc + convergent + volet de capot.



Premier souffle sur le radiateur. On constate que la majorité de l'écoulement contourne le faisceau.

La photo ne donne qu'une simple indication car la tension du fil fausse la visualisation de la ligne de courant. Un relevé correct à la canne à pêche exige un fil fin et court pour explorer la veine.

Le bloc radiateurs est installé dans la soufflerie qui travaille "entre panneaux".

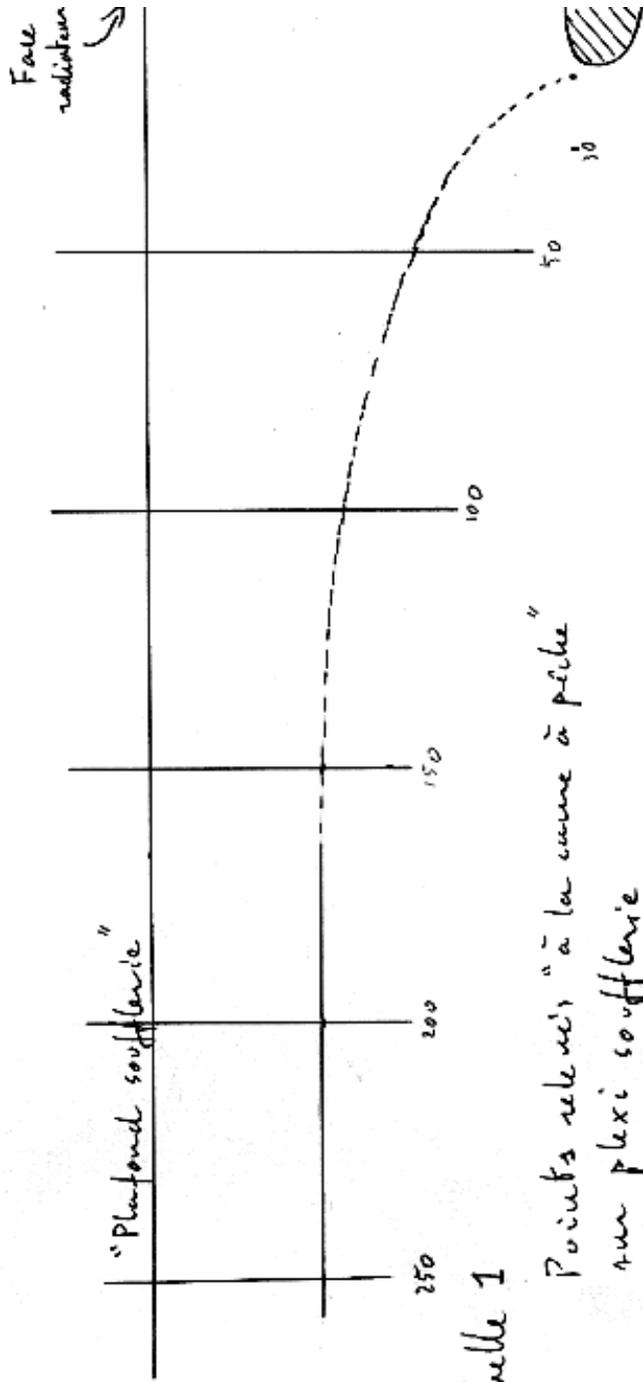


Pose d'une petite cloison au bas du faisceau pour stabiliser l'écoulement à ce niveau.

La veine d'essai est équipée de prises de pression statique en différents points, et d'une prise de pression totale sur la face avant du faisceau.

Exemple de relevé à la "canne à pêche" de la ligne de courant correspondant au bas du faisceau.  
 On procède de même pour l'ensemble du bloc radiateurs, le tracé final sera utilisé pour dessiner la paroi du diffuseur.

18 Mars 2004 Relevé ligne de courant  
 à Chantillon M.C



Echelle 1

Points relevés "à la canne à pêche"  
 sur plexi soufflé

Pression dynamique entrée soufflerie: 18 mm côté du Rhône ( $\approx 13,9 \text{ m/s}$ )

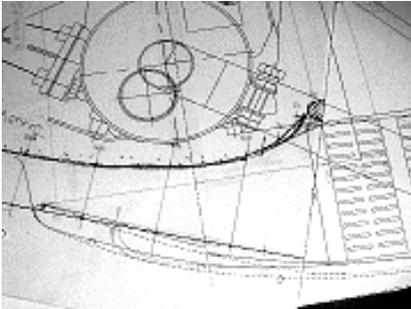


Pressions relevées sur paroi (l'autre  
 extrémité à l'air libre)

-----

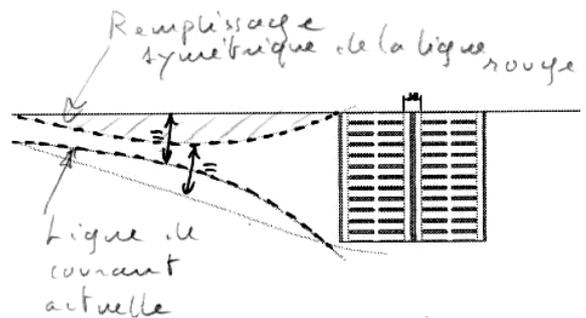
Lors du ralentissement devant l'entrée d'air, la veine est très divergente, l'angle d'incidence important sur la lèvre pourrait provoquer des décollements à l'extérieur. Le dessin du rayon et du profil doit être soigné.

A l'extérieur, s'il n'y a pas de décollement, le passage de l'air provoque une portance légèrement orientée vers l'avant => traction (faible).

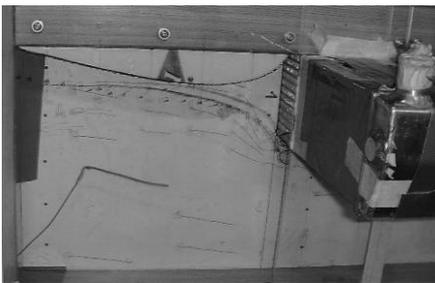


Le résultat est reporté sur le plan de l'installation moteur. Cette paroi correspondra en fait au plafond du diffuseur, pour laisser la place au pot d'échappement.

Des ajustements locaux sont nécessaires pour réduire les virages trop brusques à l'entrée du faisceau (réf. 5).



Un plafond correspondant au tracé relevé est mis en place dans la veine, et la procédure répétée pour la ligne de courant inférieure car la présence du plafond en courbe modifie l'écoulement.



Étude de la nouvelle ligne de courant avec le plafond en place.



La lèvre inférieure épouse la nouvelle ligne. Elle a été dessinée aussi courte que possible pour limiter les pertes par frottement.

Tests de différentes combinaisons de plafonds et de lèvres inférieures avec quelques variantes locales pour améliorer l'écoulement à l'approche du faisceau.

Essai de quelques variantes "loi des aires", qui n'apportent rien.

Les essais se poursuivent sur plusieurs jours à la recherche du meilleur compromis, pendant que l'équipe "capot" attend les dimensions à Dijon.

En effet le tracé du gabarit du capot doit prendre en compte la forme du plafond du diffuseur.



**Rapport essai n°14 jeudi 8/04/2004  
Configuration B3/T3**

Plafond T3 : basé sur la courbe "libre", prolongée comme dans le plan papier jusqu'au haut du radiateur. Descendue de quelques mm par rapport au plan pour le jeu avec le silencieux. La partie avant de la courbe a été remplacée par une ligne droite jusqu'à l'entrée de la soufflerie. Dans cet essai l'angle de l'écoulement général se rapproche de ce qu'il sera en montée.

Plancher B3 : déjà testé avec un autre plafond. Il faudra lui définir un bord d'attaque plus aérodynamique, 1/4 d'ellipses, bord d'attaque d'une profondeur de MCR, etc. Idem pour la forme du "ventre" du pod, l'extérieur du plancher.



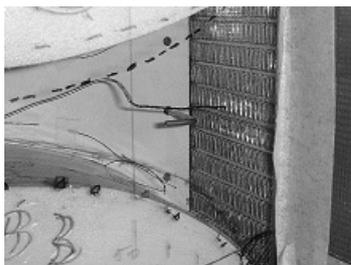
**Constatations :**

- A l'oeil, vue par l'avant de la soufflerie, l'ouverture de 25 mm semble correcte.
- Pas de décollement
- Au fil de laine tous les tubes du radiateur sont alimentés



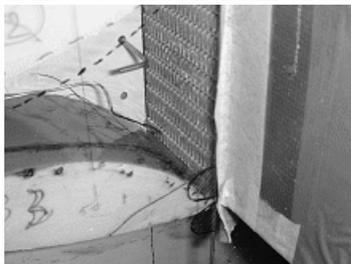
**Tout en haut**

Le long du plafond la couche limite est un peu plus fragile, car elle a parcouru tout le capot.



**Au milieu.**

La répartition des lignes de courant semble assez homogène, contrairement à certains essais précédents, où un côté du bloc radiateurs était privilégié.



**Tout en bas.**

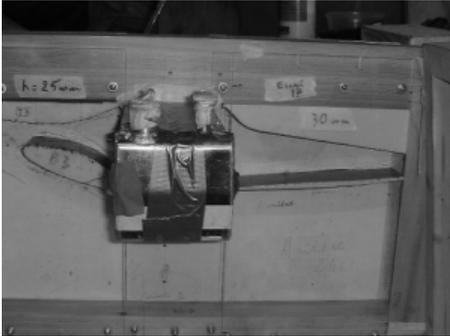
Malgré la déviation importante, aucune turbulence ni décollement.

Avec les pressions moyennes relevées on obtient un rendement de diffuseur d'environ 89 %. Il est sûrement possible de faire mieux, en y passant du temps. La configuration de l'essai 14 semble tout à fait acceptable pour le MCR 4S n°20. Il reste à faire des essais en fermant graduellement le volet de capot.

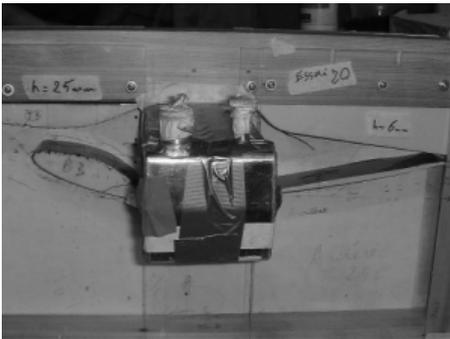
[...]

## 5.5 Essais du volet de capot

Afin de conserver une forme harmonieuse à l'extérieur du tunnel, la position "pleine ouverture" du volet est arrêté à 78 % de la surface frontale du radiateur.



Il s'agit de vérifier l'absence de décollement quelle que soit la position du volet de capot, ici 30 mm d'ouverture.



Il est important que le volet puisse fermer complètement la sortie d'air, pour gérer les cas limites : froid intense, descente du Mont Blanc tout réduit...

Ce cas de fonctionnement a été particulièrement étudié.



Avec une sortie fermée, il se forme un coin "d'eau morte" devant l'entrée, et l'écoulement contourne le tunnel sans turbulence ni décollement.

Les fils en paroi, bien que situés dans la couche limite, donnent une idée de l'écoulement, qui semble particulièrement stable.

## 5.6 Étude complémentaire



Le montage du capot impose un joint sous le ventre, peu avant l'entrée d'air.

Compte tenu de la longueur du parcours, il s'agit de vérifier que la couche limite n'est pas trop "fatiguée", et que le joint ne la décollera pas.

Un obstacle de 3,2 mm de diamètre est scotché sous le plafond à l'emplacement prévu, et l'exploration au fil de soie est reprise.

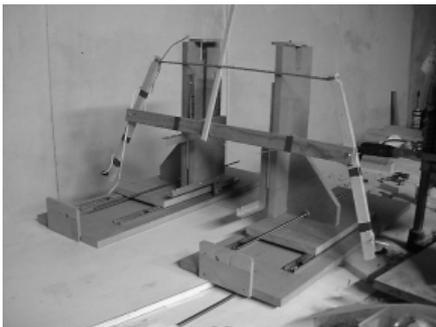
En fait l'écoulement est assez peu sensible à la présence de l'obstacle.

La géométrie de l'essai n° 14 est validée et le relevé transmis à notre dessinateur pour numérisation. Les noyaux de mousse seront en effet découpés au fil chaud sur une machine à commande numérique maison.

## 5.7 Réalisation

Le lendemain des essais en soufflerie, le plafond du diffuseur numérisé est intégré au profil inférieur du capot, et reproduit à l'échelle 1 pour tracer les gabarits de fabrication du *master*.

L'ensemble du capot est mis en forme en attendant la fabrication des noyaux de l'entrée d'air.



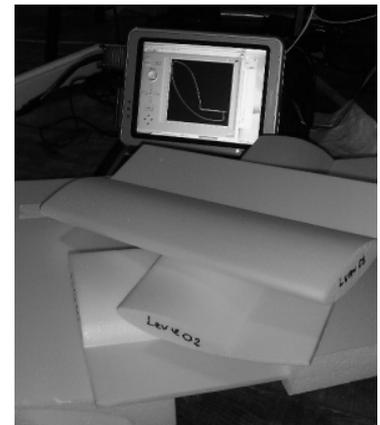
Parallèlement aux essais en soufflerie, une machine à fil chaud à commande numérique est étudiée pour la découpe des noyaux en mousse de l'entrée d'air.

Primitivement, la machine aurait dû permettre la découpe des profils d'essais en soufflerie, mais hélas elle n'a pu être prête à temps. Les profils ont été découpés à la main, puis numérisés après les essais.

La machine est animée par des moteurs pas à pas prêtés par l'IUT 1 de Grenoble, et commandée par un programme tournant sur Pocket-PC prêt par le LEG de Grenoble.

L'ordinateur est emprunté chaque soir et restitué chaque matin à 7 h.

Après quelques réglages, la découpe est parfaite dès le second essai. On voit ici un jeu de lèvres d'entrée d'air, et sur l'écran, l'affichage du fichier de points de découpe.



Ici "la trompette", ou le moule mâle de du diffuseur, nécessaire pour assurer le respect des formes lors de la stratification.

La mousse employée est du polystyrène extrudé jaune acheté en supermarché de bricolage.

Le diffuseur en place sur les radiateurs. Noter la charnière à piano assurant la continuité avec le capot inférieur.

L'étanchéité est complète : tout l'air admis traverse les radiateurs, sans aucune fuite.

A l'arrière plan sur le coffre à outils, on aperçoit en blanc le diffuseur de l'intercooler, qui justifierait à lui seul un autre article...



## 5.8 Refroidissement cylindres



Fig.1  
Boîte de pression Rotax vue par-dessus depuis l'arrière gauche

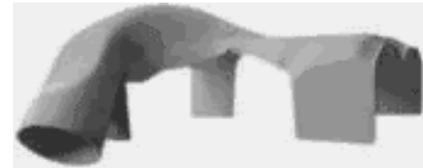


Fig.2  
Vue de l'avant gauche. Le méplat dans l'arrivée d'air semble destiné à éviter la pompe à essence. La section de passage est donc inférieure à la section d'entrée

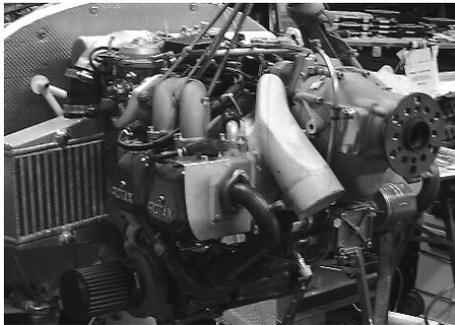


Fig. 3  
Vue avant droite de notre installation. L'entrée d'air se dirige vers l'avant et un peu vers l'axe de l'avion. On voit bien le méplat sur l'entrée d'air.  
La boîte de pression est solidaire du moteur, et bouge avec lui.  
Nous cherchons à récupérer le plus de pression pour alimenter le refroidissement cylindres.  
L'intercooler est visible à gauche.

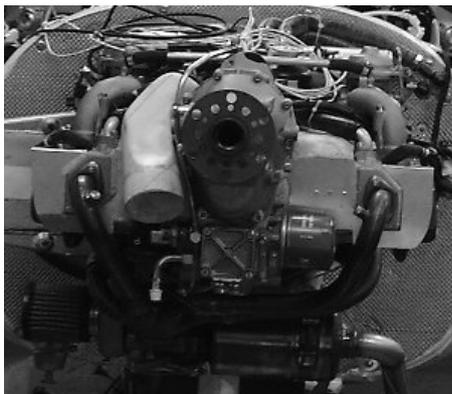


Fig.4  
Vue de l'avant. Le diamètre du cône correspond au sommet de la plaque carrée de pompe à huile, en bas du réducteur. L'entrée d'air se trouverait sous le cône, peut-être un "sourire", mais il y a peu de recul pour diffuser et prendre le virage vers l'entrée de la boîte de pression Rotax.

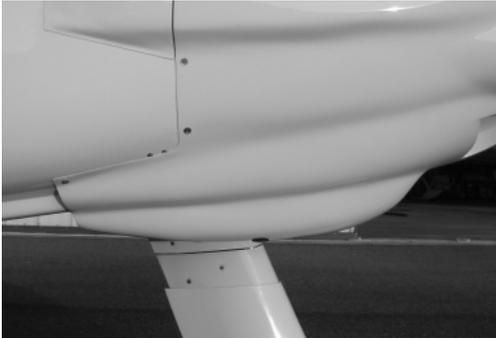
**NB :** Tout l'air pénétrant dans la boîte refroidit les cylindres. Aucune fuite n'est possible, l'étanchéité avec le moteur est effectuée au silicone haute température. Le débit d'air nécessaire est estimé à 65-75 litres par secondes. Toutefois, il faudra prévoir séparément la ventilation de la zone stagnante au sommet du capot.

## 5.9 L'installation terminée

L'entrée d'air de refroidissement des cylindres se trouve sous le cône.

L'emplacement n'est pas idéal, mais dicté par la géométrie de la boîte de refroidissement Rotax. L'entrée s'évase en diffuseur sur quelques centimètres, avant raccordement à la boîte de pression.

Les arêtes de l'ouverture sont arrondies, après une longue discussion, non encore aboutie.



La forme en aile d'avion du *pod* de refroidissement est clairement apparente

Sous cet angle, on devine le faisceau visible dans l'entrée d'air, une bonne indication de l'évasement du diffuseur. Au nettoyage, les moustiques sont collés sur les parois latérales internes, ce que nous interprétons comme un effet de l'augmentation de pression.



Les côtés du capot englobent la sortie d'air de refroidissement cylindres, ainsi que l'échappement du côté gauche.

Le volet de capot à son ouverture maximale de 85 mm, soit 78 % de la surface frontale du radiateur.

Le convergent de sortie est double, pour "enjamber" le train avant.



La commande de volet de capot est très simple et directe. Nous avons conservé la graduation en mm d'ouverture utilisée pendant les essais en vol : 0 mm, 4 mm (3,6 % de la section du radiateur), 8 mm (7,3 %), 14 mm (13 %), 22 mm (20 %), 35 mm (32 %), etc.

Il subsiste un important culot derrière la sortie, qui aurait dû être comblé avant les premiers vols pour grappiller quelques fractions de noeud.

Mais comme certaines maisons, il y a des avions qui ne seront jamais terminés !

*"Concevoir une machine volante n'est rien ; la construite est peu ; l'essayer est tout"*

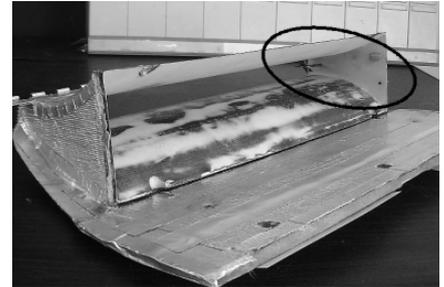
Capitaine Ferber

## 6 Les essais

Avant le premier vol, les entrées d'air et la boîte de refroidissement cylindres sont équipées de prises de pression statique et totale, ainsi que de sondes de température.

On distingue sur le flanc droit du diffuseur radiateurs une prise de pression statique tout près de la face avant du bloc, et un tube de pression totale près de l'entrée.

Dans le coin supérieur, une prise de température d'air qui ne se révélera pas satisfaisante : bien que protégée du radiateur, elle n'indique... que la température de ses fils.



Entre les ailettes du cylindre 2, une prise de température conforme aux indications de Rotax, et protégée des courants d'air par un morceau de mousse.

Le carburateur reçoit également une sonde de température, au même emplacement que celle de M.Colomban, pour nous permettre des comparaisons.

### Au sol

Première satisfaction, le fonctionnement au sol ne pose aucun problème de température.

### En vol

Les premiers vols se déroulent principalement en hiver, avec des températures relativement basses.

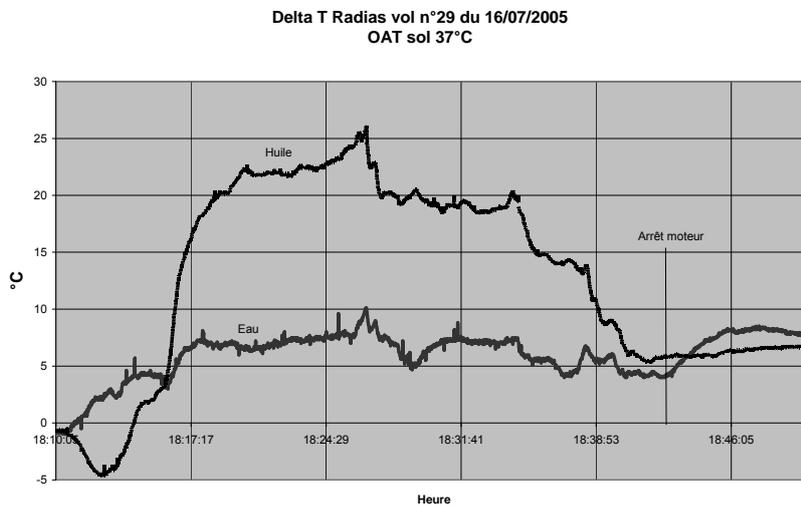
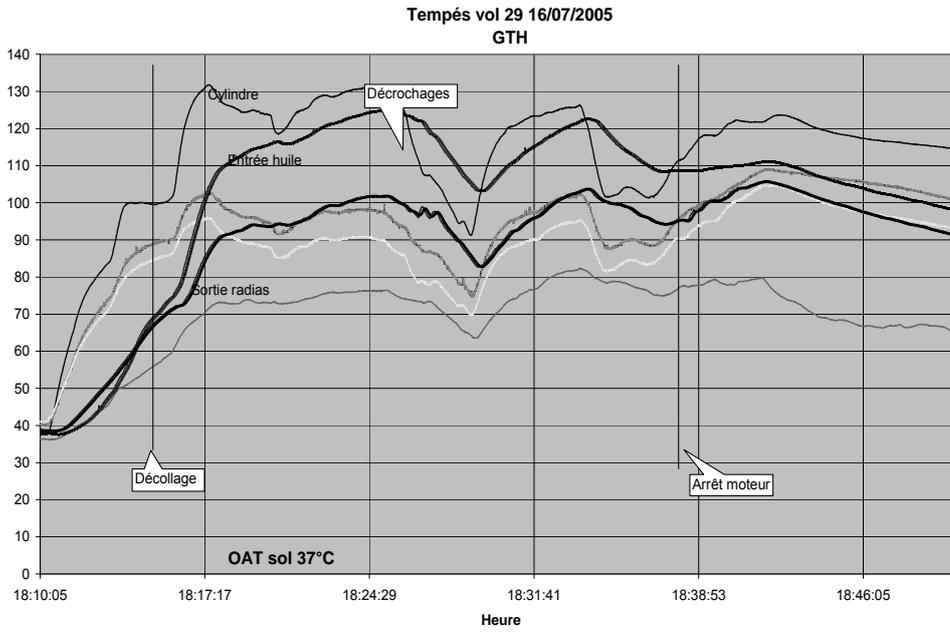
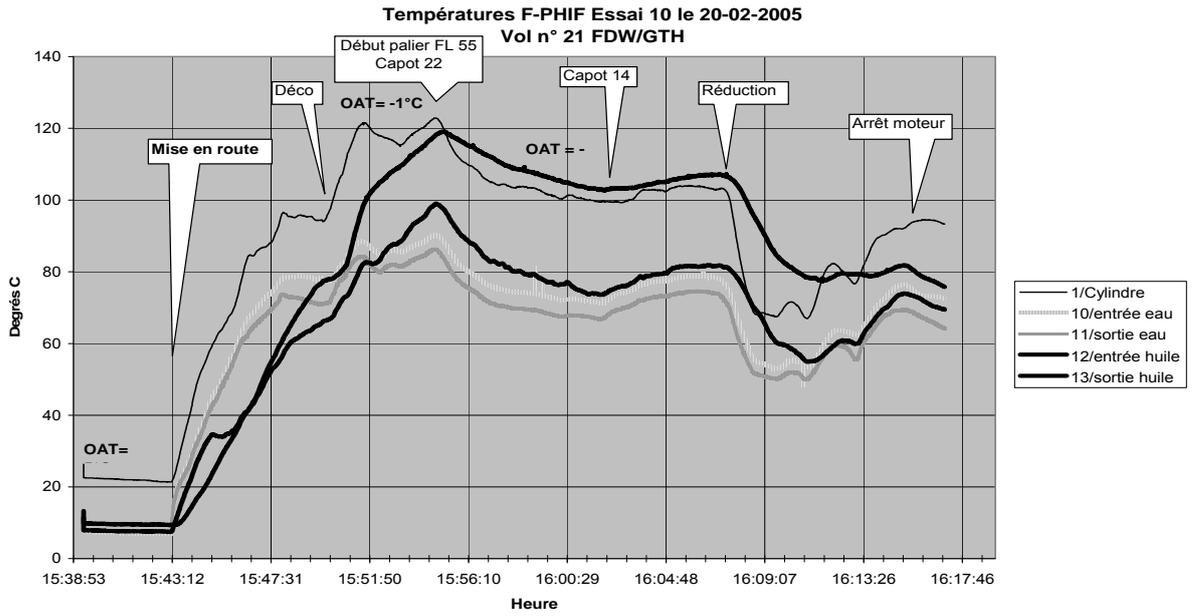
Les températures enregistrées lors des essais par temps froid comme sous la canicule sont très satisfaisantes.



### Enseignements et découvertes

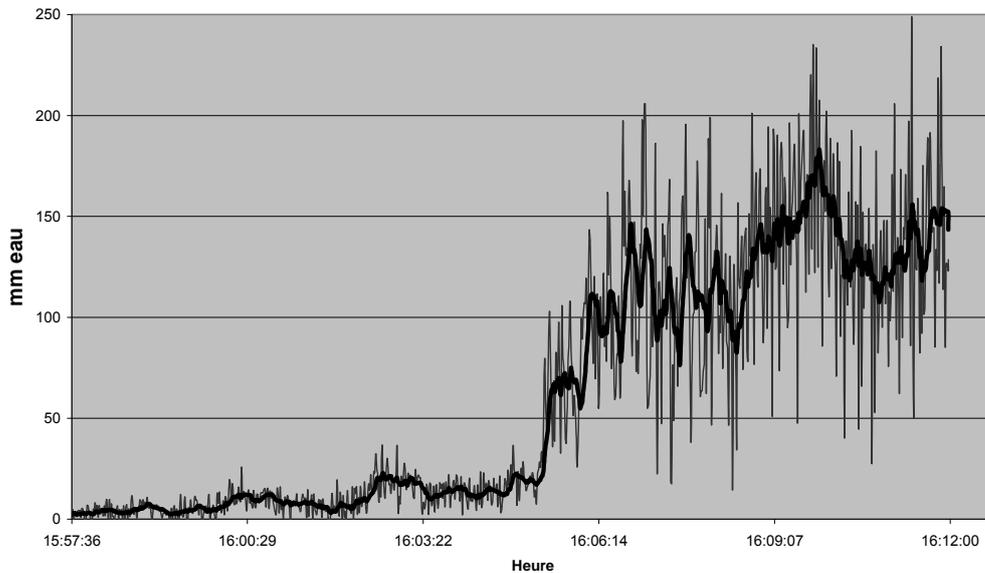
- Les températures sont très faciles à ajuster à 5 degrés près, avec une constante de temps de l'ordre de 1 à 2 minutes. Il n'y a jamais urgence à régler le volet de capot.
- Les évolutions en circuit d'aérodrome ne demandent que peu de réglages : à l'arrivée, la position croisière convient tout à fait à l'intégration et à l'atterrissage.
- La croisière demande des ouvertures de capot assez réduites : 4 à 8 mm par temps froid, 22 mm l'été, 34 mm par canicule.
- En vol la température d'huile suit celle de l'eau avec un écart d'une dizaine de degrés. Le by-pass réglable sera démonté dès la fin des essais.
- Contrairement à une crainte répandue, les efforts aérodynamiques tendent à ouvrir le volet de capot et non à le refermer, certainement en raison de l'écoulement correct sous l'extrados, et de la pression résiduelle dans le convergent de sortie.  
Voir aussi le phénomène "porte de Cessna".
- Les températures cylindre maximales dépendent assez peu de la température extérieure, avec un écart de 10 °C environ pour des températures extérieures variant entre -14 et + 37°C. Les culasses refroidies par liquide jouent certainement le rôle de "source de température".

## 6.1 Températures

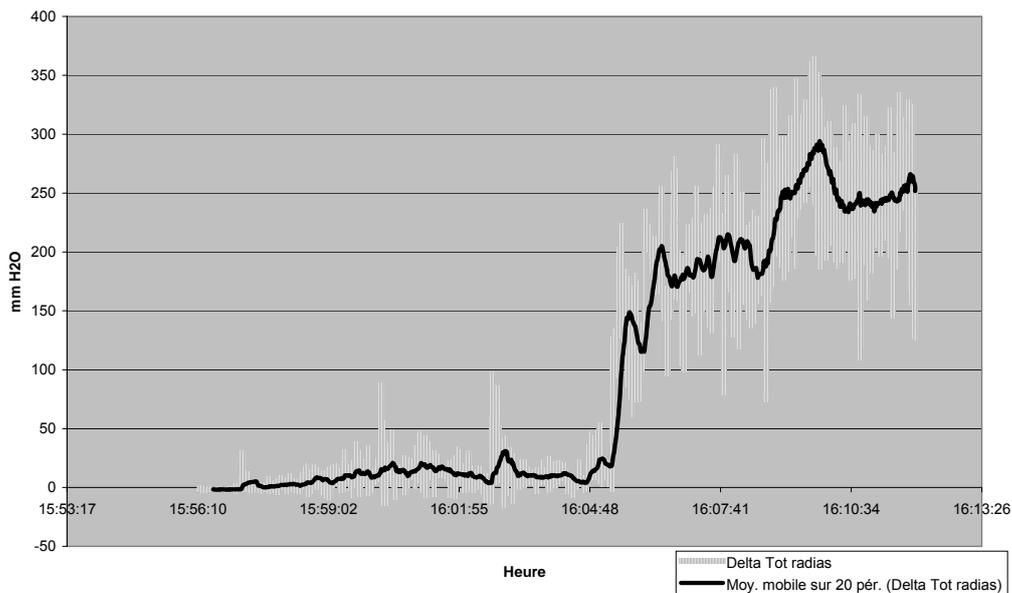


## 6.2 Pressions

Delta P airbox cylindres



Delta totale radias



## 7 Conclusion

La comparaison directe avec un MCR-4S équipé du même moteur, de la même hélice et d'un intercooler, indique une vitesse supérieure d'environ 7 kt à 100 % de la puissance.

Nous attribuons 2 kt à la meilleure finition de la machine, et environ 5 kt à l'installation de refroidissement, soit approximativement 10 % de la traînée totale de la machine, ou l'équivalent d'une douzaine de chevaux...

Très satisfaite de ces résultats, l'équipe de concepteurs s'est octroyé un peu de repos pour profiter de la machine, et a reporté les calculs plus détaillés... à plus tard, après le prochain chantier de nettoyage aérodynamique !

## REFERENCES

- 1- Schmitt, Henri, *Traînée de refroidissement des GMP sur avions*  
Inter-Action – Juillet 1998
- 2- Schmitt, Henri, *Réduction de la traînée de refroidissement des moteurs à pistons*  
Inter-Action – Novembre 1990
- 3- Bréguet, Louis et René Devillers, *La technique des radiateurs carénés*  
La science Aérienne – Nov-déc. 1938
- 4- Bréguet, Louis et René Devillers, *La technique des radiateurs d'aviation et de leur carénage*  
Dunod – Paris 1939
- 5- Küchemann, Dieter et Johanna Weber, *Aerodynamics of Propulsion*  
McGraw-Hill – New-York 1953
- 6- Miley, S.J., *Aerodynamics of Liquid-Cooled Aircraft Engine Installations*  
SAE Technical Paper Series 850896 – April 1985
- 7- Miley, S. J., E. J. Cross Jr., J. K. Owens et D.L. Lawrence,  
*An Experimental Investigation of the Aerodynamics and Cooling of a Horizontally-  
Opposed Air-Cooled Aircraft Engine Installation*  
NASA Contractor Report n° 3405 - Marshall Space Flight Center 1981
- 8- Colburn A.P., Carl Gazley, Jr., E.M. Schoenborn et C.C. Sutton,  
*Effect of Local Boiling and Air Entrainment on Temperatures of Liquid-Cooled Cylinders*  
NACA Technical Note 1498 – University of Delaware 1948
- 9- Weise, A., *The Conversion of Energy in a Radiator*  
NACA Technical Memorandum 869 – 1939
- 10- Winter, H., *Contribution to the Theory of the Heated Duct Radiator*  
NACA Technical Memorandum 893 – 1939
- 11- Göthert B., *The Drag of Airplane Radiators with Special Reference to Air Heating*  
NACA Technical Memorandum 896 – 1939
- 12- Meredith F. W., B.A., *Note On The Cooling Of Aircraft Engines With Special Reference To  
Ethylene Glycol Radiators Enclosed In Ducts*  
British ARC Reports & Memoranda No. 1683 – August 1935
- 13- Dearborn C.H. et Abe Silverstein, *Drag Analysis of Single Engine Military Airplanes Tested in  
the NACA Full-Scale Wind Tunnel*  
NACA Wartime Report L-89 – Langley Memorial Aeronautical Laboratory 1940
14. Matthews, Howard F., *Elimination of Rumble from the Cooling Ducts of a Single-Engine  
Pursuit Airplane*  
NACA Wartime Reports A-70 – Ames Aeronautical Laboratory - Aug 1943
15. Thorp, John W., *Cowling and Cooling of Light Aircraft Engines*  
Sport Plane Builder – November/December 1963
16. Hoerner, Sighard F., *Résistance à l'avancement dans les fluides*  
Gauthier-Villars – Paris 1965
17. Rae, William H.Jr. et Alan Pope, *Low-Speed Wind Tunnel Testing*  
John Wiley & Sons, ISBN 0-471-87402-7, New York 1984
18. Lecarme, Jacques, *Articles*  
Cahiers du RSA

## SITES INTERNET

<http://contrails.free.fr>

Pour retrouver l'essentiel de cette étude

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

Association de **Sauvetage Créatif** du **Savoir Aérotechnique**

<http://www.dynaero.com>

Le site du producteur des kits MCR

<http://naca.larc.nasa.gov/search.jsp?N=17&Ne=2>

Le serveur de rapports techniques du NACA et de la NASA

<http://www.aiaa.org>

The American Institute of Aeronautics and Astronautics

<http://www.onera.fr>

Le site de l'ONERA a fait d'énormes progrès, et regorge d'informations

<http://www.onera.fr/conferences/decollement3d/index.html>

Support de cours de Jean Détery (ONERA), destiné à l'enseignement de l'aérodynamique à l'université de Versailles

[http://cafefoundation.org/v2/research\\_reports.php](http://cafefoundation.org/v2/research_reports.php)

Les rapports techniques de la fondation CAFE

<http://ar-5.com>

Mike Arnold a tout compris de l'aérodynamique des avions légers et des écoulements internes

<http://www.sdsefi.com/rv12.htm>

Le journal passionnant du développement d'un RV6 motorisé Subaru

<http://www.rotax-owner.com>

Les documents Rotax en direct, avec option de tri

<http://www.digitaldutch.com/atmoscalc/>

Un calculateur d'atmosphère standard, pour normaliser les résultats d'essais en vol



Le moteur Liberty à refroidissement liquide, conçu en une semaine dans une chambre d'hôtel