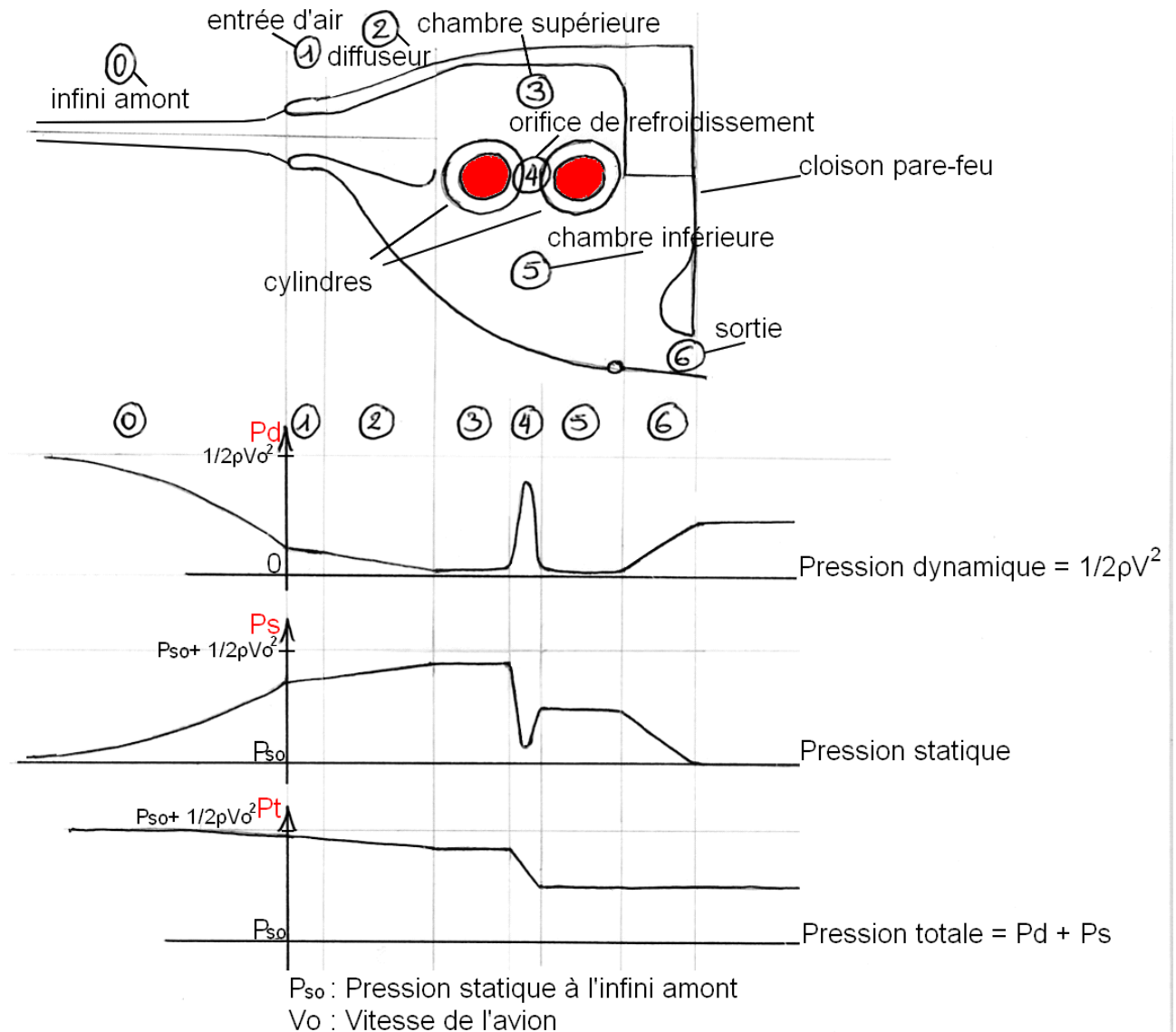


Etude sur le circuit de refroidissement par air des moteurs à cylindres à plat opposés.

Schéma de principe:



Fonctionnement:

Une veine d'air est « prélevée » par l'entrée d'air au flux extérieur. La pression totale P_{t0} de cette veine à l'infini amont (c'est à dire loin devant l'entrée d'air) est égale à la somme de la pression statique P_{s0} et de la pression dynamique P_{d0} .

La pression statique P_{s0} peut se mesurer avec un baromètre ou un altimètre, la pression dynamique P_{d0} en amont de l'entrée d'air est égale à $1/2\rho V_0^2$ et peut se mesurer avec une sonde pitot qui réalise $P_t - P_s = P_d$.

ρ est la masse volumique de l'air.

$\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ au niveau de la mer. (enlever 10 % par 1000 m d'altitude).

V_0 = vitesse de l'avion.

Dans un monde parfait, c'est à dire sans frottement ni décollement, cette veine d'air si elle est canalisée dans un tuyau, conserve la même pression totale quelles que soient les variations de section ou de direction. Si la section s'élargit, la vitesse diminuant, la pression dynamique diminue au profit de la pression statique qui augmente par conversion de l'énergie cinétique en énergie de pression. Si la section diminue, le phénomène inverse se produit alors. La pression totale reste constante tout au long

de ce tuyau et on conserve l'égalité parfaite:

$$P_{to} = P_{so} + P_{do} = P_{s1} + P_{d1} = P_{s2} + P_{d2} = \text{etc...}$$

Nous verrons par la suite que les choses ne se passent pas tout à fait comme cela dans le monde réel.

Donc, la veine d'air ainsi prélevée est ralentie progressivement. Ce ralentissement commence en fait bien avant l'entrée d'air et la veine s'élargit progressivement au diamètre de l'entrée d'air. En fait, si l'entrée d'air est bien dimensionnée, l'essentiel de la pression dynamique est convertie en énergie de pression avant l'entrée d'air. Nous en reparlerons plus loin.

La compression se poursuit dans le diffuseur (divergent) afin d'obtenir dans la chambre de tranquillisation supérieure, une vitesse beaucoup plus faible et une pression statique maximum.

Une bonne tranquillisation de l'air permet une meilleure répartition de l'air de refroidissement autour des cylindres, limite les décollements et diminue les pertes par frottement qui sont proportionnelles au carré de la vitesse. Si le circuit de refroidissement est bien conçu, l'essentiel des pertes (nécessaires) sera concentré lors du passage de l'air à travers les ailettes des cylindres. L'orifice de refroidissement étant plus étroit, l'air est réaccélééré à travers les cylindres puis ralenti à nouveau derrière, en arrivant dans la chambre inférieure. Enfin l'air est acheminé vers la sortie dont la section est variable (pour qui veut optimiser les performances de son avion). A ce stade, il y a égalité des pressions statiques de l'air de sortie et de l'air extérieur (c'est obligatoire et indépendant de votre volonté). La pression totale de l'air de sortie étant inférieure (voir plus loin la cause des pertes) à celle de l'air extérieur, il y a donc nécessairement un différentiel de vitesse défavorable à l'air de sortie qui constitue l'essentiel de la traînée de refroidissement.

Faire varier le débit de refroidissement:

Tout d'abord nous considéreront (ce qui est très proche de la vérité) que les pressions dans les deux chambres sont essentiellement des pressions statiques, la vitesse de l'air y étant très faible comparée à celle de l'avion. Appelons les P_{s3} et P_{s5} . Le débit d'air à travers les cylindres est directement lié à cette différence de pression $P_{s3} - P_{s5}$. P_{s3} est imposée par la vitesse avion et est proche de P_{to} aux pertes près (en fait autour de $0,9 \times P_{to}$ si la compression est bien menée). Donc pour une vitesse avion donnée, notre seule possibilité pour par exemple, diminuer le débit, est de réduire la section de sortie, ce qui réduit effectivement le débit dans le circuit et donc la chute de pression à travers les cylindres. La conséquence dans ce cas est l'augmentation de P_{s5} , ce qui augmentera la vitesse de sortie (tout en ayant un débit plus faible). La puissance absorbée par le refroidissement étant égale à $Q \times (P_{s3} - P_{s5})$, Q débit en kg/s, on comprend aisément que dans ce cas (réduction de section de sortie), la puissance prélevée sur l'avion sera plus faible et l'avion plus rapide.

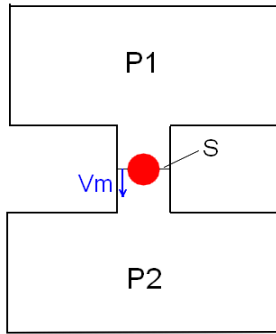
Mais que se passe-t-il dans le même temps au niveau de l'entrée d'air?

Et bien le débit absorbé par le circuit étant plus faible, la veine d'air en amont de l'entrée d'air devient plus étroite et s'évase d'avantage en s'approchant des lèvres de l'entrée. Le point d'arrêt de la veine migre vers l'intérieur des lèvres. On peut dire que l'entrée d'air est auto adaptable au débit demandé. On comprend donc que l'entrée d'air doit pouvoir fonctionner à différents régimes, sans créer de décollements localement. La réponse à cette contrainte est l'adoption de lèvres à grand rayon de courbure (grosses lèvres) pour éviter un pic de succion immédiatement suivi d'une violente recompression favorable aux décollements.

Un peu de théorie (mais pas trop):

Puissance absorbée:

Le refroidissement moteur coûte de la puissance, c'est inéluctable. Tachons d'y voir clair et de définir quelle est la seule puissance utile au refroidissement.



Soit deux chambres dans lesquelles on maintient une pression constante avec $P1 > P2$. Relions ces deux chambres à travers un passage dans lequel on place un élément freinant (comme un cylindre par exemple). S est la plus petite section de passage où l'on mesure une vitesse moyenne V_m de l'écoulement. Nous pouvons d'une part écrire que le gaz exerce une force de bas en haut sur la surface S :

$$F = (P1 - P2) \cdot S$$

D'autre part, le frottement créé par la circulation autour de l'élément freinant génère une force qui s'oppose à la précédente et de même intensité en régime stabilisé, la trainée:

$$F = \frac{1}{2} \rho \sigma V_m^2 C_f$$

ρ : masse volumique de l'air, σ : surface mouillée de l'élément freinant

C_f : coefficient de frottement sans dimension propre à l'élément freinant. Il est lié à la géométrie, la rugosité de ce dernier.

Cette force F est la trainée interne de refroidissement, qui est donc proportionnelle au carré de la vitesse V_m .

Qu'en est-il de la puissance absorbée?

Et bien la puissance est homogène à une force multipliée par une vitesse: 1 watt = 1 newton x 1 m/s.

Dans notre cas la force vaut:

$$F = (P1 - P2) \cdot S = \frac{1}{2} \rho \sigma V_m^2 C_f$$

La puissance absorbée W_a vaut:

$$W_a = F \cdot V_m = (P1 - P2) \cdot S \cdot V_m = \frac{1}{2} \rho \sigma V_m^3 C_f$$

$S \cdot V_m$ étant le débit volumique D_v , on garde:

$$W_a = (P1 - P2) \cdot D_v = \frac{1}{2} \rho \sigma V_m^3 C_f$$

De la première expression il ressort que la puissance absorbée par le circuit de refroidissement d'un avion est proportionnel :

- à la différence de pression entre les deux chambres
 - au débit volumique traversant le moteur
- Jusque là rien de bien révolutionnaire.

La deuxième expression démontre que la puissance absorbée est proportionnelle:

- à la masse volumique de l'air
- à la surface de refroidissement (ailettes)
- au coefficient de frottement des ailettes
- au **cube** de la vitesse

L'échange de chaleur:

L'efficacité d'un système de refroidissement est caractérisée par le flux de chaleur que celui-ci peut absorber. Un flux, ce sont des joules par seconde, et c'est aussi homogène à une puissance. On cherche en fait à se débarrasser de la puissance calorifique du moteur, la puissance mécanique ne représentant au mieux que 30 % du total.

Hors nous savons que ce flux de chaleur est proportionnel:

- à la masse volumique de l'air (plus de molécules à faire vibrer)
- au coefficient de frottement (plus c'est rugueux, plus la couche limite est épaisse et plus ça évacue de calories)
- à la surface d'échange
- à la vitesse de l'écoulement
- à la différence de température entre l'air et les ailettes

Si l'on compare les grandeurs qui influencent la **puissance absorbée sur le mouvement de l'avion** et celles qui favorisent **l'échange de chaleur**, on voit très vite qu'à efficacité égale, la vitesse doit être la plus faible possible et la différence de température la plus élevée possible. En effet, le refroidissement est proportionnel à la vitesse du flux d'air, alors que la puissance absorbée est proportionnelle au **cube** de cette même vitesse!

Pour faire simple et fixer les idées, il vaut mieux faire circuler de l'air très lentement dans un immense radiateur, qu'à grande vitesse dans un petit. La limite théorique supérieure du radiateur est... son poids! En effet il arrive un moment où il est plus coûteux de porter le radiateur (trainée induite) que le gain obtenu par la baisse de trainée de refroidissement (étude NACA 1940).

Que des avantages par contre, en termes de performances, à tourner chaud, car on augmente le flux de chaleur sans toucher à la puissance absorbée (on prendra soin de quand même respecter les limitations moteur!).

Abordons les autres paramètres:

- **La masse volumique de l'air:**

Rien à espérer de ce côté puisqu'elle est imposée par l'altitude. Notons toutefois que lors d'une montée prolongée, la puissance totale, et donc calorifique du moteur, diminue de 10 % tout les 1000 m (sans turbocompresseur) et que la masse volumique de l'air évolue dans les mêmes proportions, ce qui permettra une autorégulation sans avoir à retoucher la position des volets de capot.

- **Le coefficient de frottement:**

Il faudrait pouvoir augmenter la rugosité des ailettes, ou placer des petits turbulateurs entre les ailettes pour annuler le gradient de température dans la couche limite du flux d'air qui traverse les ailettes et ainsi maximiser l'échange de température. Cela permet ensuite de diminuer la vitesse (en fermant les volets de capot) à efficacité constante. La vitesse est, rappelons-le, bien plus coûteuse en puissance absorbée.

- **La surface d'échange:**

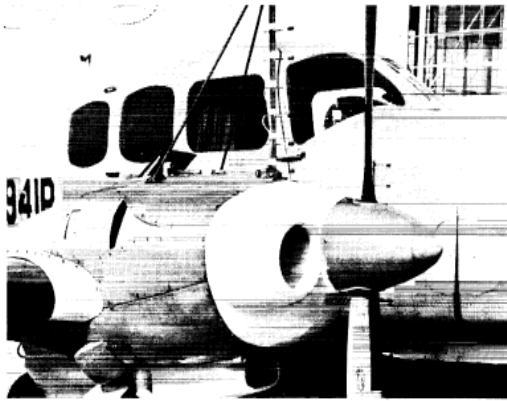
Sauf dans le cas des moteurs refroidi par eau, il semble difficile de modifier ce paramètre pour un moteur refroidi par air. Si quelqu'un a une idée raisonnable, je prend.

Que retenir:

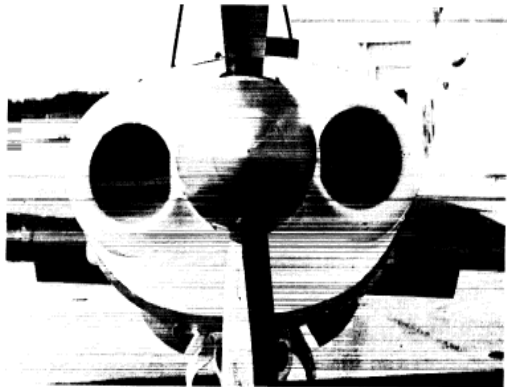
- Que tout l'air prélevé doit être utilisé pour le refroidissement. Il faut donc limiter au maximum les fuites entre la section d'entrée d'air et les ailettes de refroidissement.
- Ne pas chercher à voler avec un moteur froid, car avec un refroidissement trop efficace, nous le payerions en trainée. Les volets de capot sont donc nécessaires.
- S'assurer en adoptant des carénages internes que tout l'air de refroidissement entrera bien en contact avec la surface d'échange pour pouvoir en limiter la vitesse.

Reprenons par le détail les différentes sections du circuit, les configurations favorables et les bêtises à ne pas faire:

- **L'entrée d'air:**



(a) side view



(b) front view

Figure 38. - Axisymmetric inlet, forward location, design velocity ratio $V_i/V_0 = 0.3$, designation "0.3F."

106

Le rôle de l'entrée d'air est d'assurer une bonne continuité de l'écoulement entre l'extérieur et l'intérieur en évitant les décollements et c'est pour cela qu'un soin particulier doit être apporté à sa réalisation. D'un point de vue design, pour le type de moteur considéré, il semble que l'on ait pas fait mieux que l'entrée d'air double, de forme circulaire, ce que tend à prouver certaines études de la NASA.

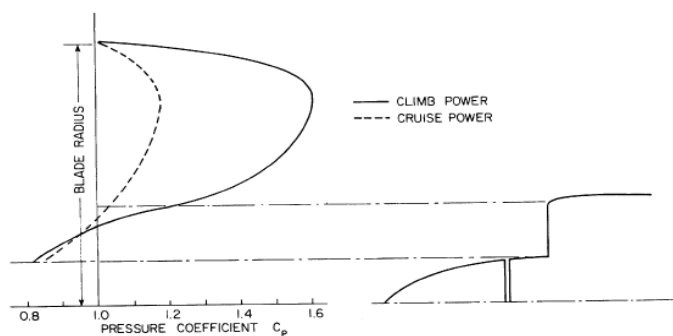


Figure 42. - Propeller slipstream total pressure variation.

En effet, c'est ce type d'entrée d'air qui est le moins perturbé par la présence immédiate du cône d'hélice et par l'asymétrie générée par l'hélice elle-même. Par ailleurs, ces entrées doivent être placées le plus en avant possible (voir figure 38). S'il existe une marge par rapport à leurs écartement latéral, choisir un écartement maximum pour tenter de récupérer un supplément de pression fourni par l'hélice (champ de pression hélice: figure 42).

Il a aussi été démontré que de larges entrées d'air devaient être utilisées, contrairement à ce que le

bon sens pourrait nous suggérer. Tachons de trouver une explication:

Tout d'abord, il faut savoir que la veine d'air capturée ne pourra pas avoir un diamètre en amont supérieur à celui de l'entrée d'air, à moins de créer une ventilation mécanique forcée (ce phénomène existe avec l'entrée d'air du carburateur qui fonctionne en aspirateur, notamment au sol). Donc sa taille minimum doit permettre le refroidissement quand les conditions sont les plus sévères, c'est à dire en montée plein gaz avec une vitesse faible. Par ailleurs, si l'on choisi une taille d'entrée d'air juste suffisante pour avaler la veine d'air nécessaire, il n'y aura pas de ralentissement de cet veine en amont de l'entrée, et toute la recompression aura lieu dans le diffuseur, ce qui est loin d'être une bonne chose pour un bon rendement. En effet, certains essais de la NASA ont montré qu'il valait mieux utiliser une entrée d'air à faible rapport de vitesse, c'est à dire dans laquelle la vitesse V_1 est bien plus faible que V_0 , vitesse de l'avion. Un rapport $V_1/V_0 = 0,3$ a donné entière satisfaction.

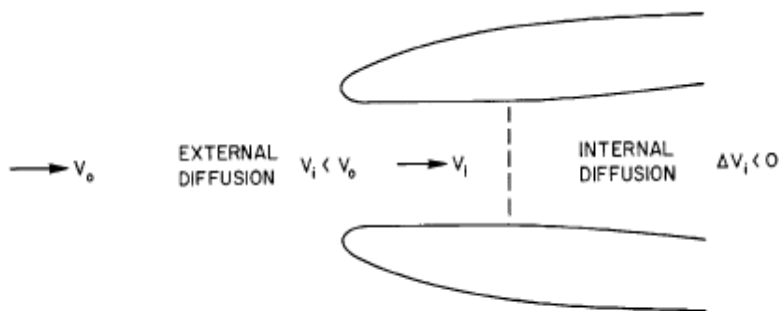


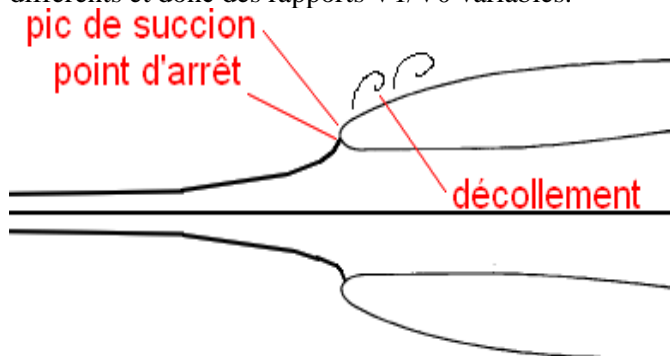
Figure 34. - Inlet geometry and operation.

La raison invoquée est que la compression doit s'effectuer progressivement et que la distance disponible entre l'entrée d'air et la chambre ne permet pas d'effectuer cette opération correctement. La plus grande partie du travail de compression doit donc s'effectuer à l'extérieur, en amont de l'entrée physique, et cela sans problème d'épaississement de la couche limite puisqu'il n'y en a pas.

A titre d'exemple, pour un rapport $V_1/V_0 = 0,3$, les 9/10ème de l'énergie cinétique sont convertis en énergie de pression en amont de l'entrée d'air.

$$\Delta P = \frac{1}{2}\rho[V_0^2 - (0,3.V_0)^2] = \frac{1}{2}\rho V_0^2.0,91$$

Les sceptiques peuvent constater qu'il existe des avions très performants, avec des moteurs en étoile, qui offrent une surface frontale d'entrée d'air très importante, sans que cela ne les pénalisent. Pour autant, il faut que les lèvres de l'entrée d'air puissent accepter des régimes très différents et donc des rapports V_1/V_0 variables.



Le risque en effet est de créer un décollement externe nuisible à la traînée de l'avion quand celui-ci est rapide et que la demande en air de refroidissement est plus faible, comme en croisière.

Pour limiter ce risque, on utilisera des lèvres à grand rayon de courbure qui permettrons, lors du déplacement du point d'arrêt vers l'intérieur, de limiter le pic de succion en aval du point d'arrêt. Pour info, des essais effectués par la NASA utilisaient des profils kuchemann de forme elliptique

(figure 35).

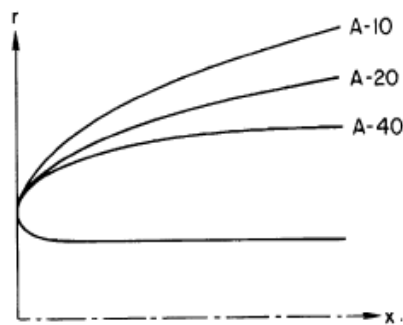


Figure 35. - Kuchemann A-series axisymmetric inlet contours.

Donc d'un point de vue pratique, retenir qu'il vaut mieux une entrée d'air trop grande que trop petite, car une entrée trop grande est faiblement pénalisante sur la traînée, alors qu'une trop petite peut à la fois délivrer un débit insuffisant et cumuler un rendement de compression médiocre dû au faible rapport de vitesse. Au final, on peut trainer plus et refroidir moins!

- **Le diffuseur:**

Placé entre l'entrée d'air et la chambre supérieure, son rôle est de terminer la compression de l'écoulement. Il est donc divergent, et comme à chaque fois que l'on comprime de l'air, il faut se méfier des décollements qui sont autant de pertes. On prendra donc soin de l'état de surface et de l'évolution de la section qui sera la plus régulière possible, jusqu'à la chambre de tranquillisation. Pour chercher à respecter un gradient de compression constant, on pourra tenter de respecter l'évolution de section suivante:

$$S = S1 \cdot \sqrt{(1/(1+x \cdot [(S1/S2)^2 - 1]/d))}$$

Beurk!

Mais non, c'est pas compliqué, prenons un exemple:

Il faut fixer S1 section de l'entrée d'air et S2 section de la sortie diffuseur.

Par exemple:

$$S1 = 150 \text{ cm}^2$$

$$S2 = 350 \text{ cm}^2$$

Dans la formule ci-dessus, x est l'abscisse de la section associée S, avec l'entrée d'air comme origine.

d est la longueur du diffuseur.

Par exemple:

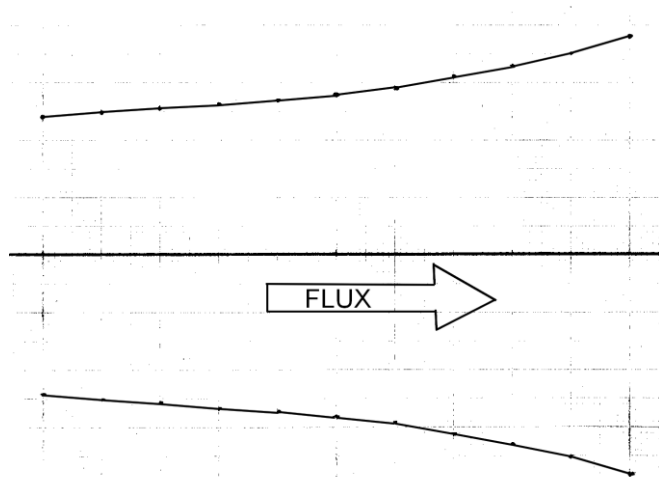
$$d = 20 \text{ cm}$$

En remplaçant S1, S2 et d par leurs valeurs, on obtient l'équation simplifiée suivante:

$$S = 150 \cdot \sqrt{(1/(1-0,0408 \cdot x))} \quad x \text{ en cm, } S \text{ en cm}^2$$

Calculons la section du diffuseur tous les 2 cm:

- $x = 0;$ $S = 150$ $x = 10;$ $S = 195$ $x = 20;$ $S = 350$



- Evolution section diffuseur en symétrie axiale. $x = 2;$ $S = 157$ $x = 12;$ $S = 210$
- $x = 4;$ $S = 164$ $x = 14;$ $S = 229$
- $x = 6;$ $S = 173$ $x = 16;$ $S = 255$
- $x = 8;$ $S = 183$ $x = 18;$ $S = 291$

Si l'on arrive à installer un diffuseur à symétrie axiale, la figure ci-contre montre l'évolution de cette section en coupe. Le plus souvent il faudra adapter sa forme en fonction des contraintes d'encombrement, mais on tâchera de respecter l'évolution de la section même si elle prend une forme quelconque.

Note:

Cette démarche, de contrôle de la section, n'a de sens que pour des écoulements où la couche limite est peu épaisse et les tuyaux courts, les filets d'air plein d'énergie peuvent accepter des divergents qui ont un angle d'ouverture assez prononcé sans décoller. Ce n'est pas le cas pour les conduites longues, avec un régime turbulent généralisé. Dans ce cas, une section conique divergente, d'angle au sommet de 7° , constitue le meilleur choix pour limiter les pertes. Toujours dans ce cas, à 45° d'angle au sommet, vous ne pouvez pas faire pire, les pertes augmentant pratiquement linéairement entre 7 et 45° , puis n'augmentent plus.

- **La chambre de tranquillisation supérieure:**

D'abord pourquoi une chambre? Elle est nécessaire pour faire prendre un virage à 90° au flux d'air (faible vitesse = faibles pertes) et répartir équitablement l'air de refroidissement entre chaque cylindre. Les moteurs en étoile n'ont pas besoin de cette chambre, car il n'y a pas de virage à prendre et la répartition de l'air se fait naturellement pour chaque cylindre.

Idéalement, la pression statique dans cette chambre est égale à la pression totale en amont. Si l'entrée d'air et le diffuseur ont bien fait leur travail, on peut obtenir un rendement de conversion de l'énergie cinétique en énergie de pression de $0,8$ à $0,9$.

Il est très important également que cette chambre ne fuit pas, et que tout l'air qui y pénètre soit utilisé au refroidissement. Les architectures habituelles, où le capot moteur joue le rôle de plafond, sont insuffisantes pour assurer une bonne étanchéité avec les joints en caoutchouc. Une étude de la NASA a mis en évidence des fuites, sur un avion neuf avec ce type d'architecture, qui représentaient le tiers de l'air prélevé. Cela représente au mieux 50% de traînée de refroidissement supplémentaire, sans compter les éventuels décollements externes générés par ces fuites. Les ingénieurs de cette étude ont résolu le problème en fabriquant une chambre, fixée au moteur (niche de chien, figure 21). C'est aussi la solution qu'a adopté Paser, constructeur amateur américain, qui à passé 30 ans à améliorer les performances de son Mustang II (speed with economy).

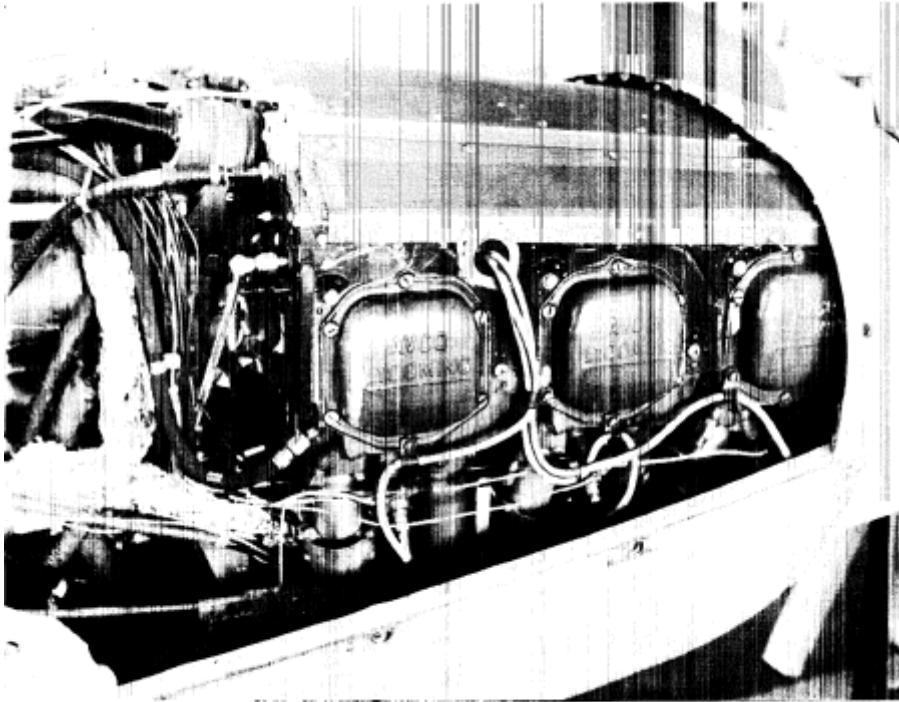


Figure 21. - Dog house external baffle system.

Par ailleurs, il faudra que cette chambre ait la plus grande section frontale possible, ce qui n'est pas facile compte tenu de la position haute des cylindres généralement. Cette section doit être bien plus grande que celle des 2 veines d'air à l'infini amont, si l'on veut ralentir le flux suffisamment et que la chambre joue bien son rôle de tranquillisation. Une bonne tranquillisation garantit une répartition homogène de l'air de refroidissement autour des cylindres en évitant les gradients de vitesse locaux et les déséquilibres de refroidissement entre cylindres.

Enfin, on se servira de la chambre pour alimenter les demandes de refroidissement annexes (batterie, alternateur, radiateur d'huile) en créant des piquages par tuyaux souples à l'arrière de cette chambre.

Pour information, les valeurs suivantes ont été enregistrées dans l'étude NASA sus-citée: section de la niche de chien: 650 cm², vitesse d'environ 15 m/s, élévation de température entre l'avant et l'arrière de la chambre de 20 à 30°, mais très dépendantes de la vitesse et de la turbulence dans la chambre, moteur de 201 kw (273 ch), 6 cylindres.

- **La circulation dans les cylindres:**

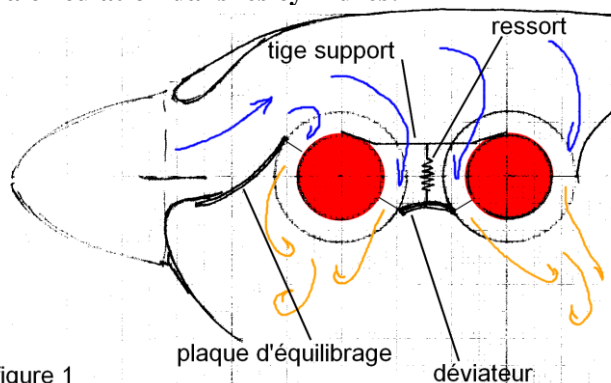


figure 1

Comme vu précédemment dans la petite étude théorique, nous allons tâcher de maximiser l'échange de chaleur avec la vitesse d'écoulement la plus faible possible. La première chose à faire est de minimiser les fuites pour que tout l'air soit utilisé au refroidissement. Généralement on voit sur avion légers des déviateurs en aluminium placés entre les cylindres pour forcer l'air à passer dans les ailettes. Ces dispositifs assez efficaces ont le mérite d'être simple à fabriquer. On voit aussi couramment des plaques d'alu placées sur les

2 premiers cylindres, pour essayer d'annuler le différentiel de refroidissement avec les cylindres arrières (figure 1).

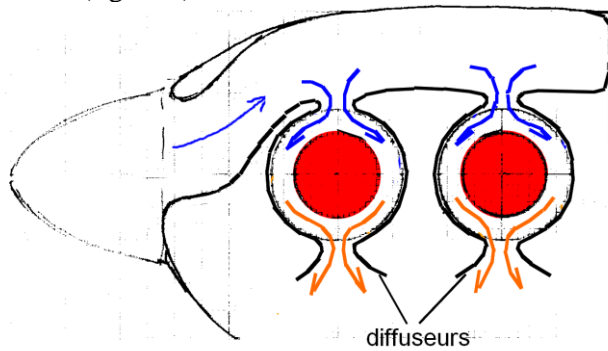


figure 2 Nous allons voir que si l'on veut se donner

un peu de mal, on peut, bien améliorer les choses, c'est à dire diminuer les pertes. Nous savons que plus le flux est rapide, et plus il faut prendre garde à la qualité de l'écoulement. Hors justement, le restricteur que constitue les cylindres, provoque une accélération du flux, dont la vitesse maximum est atteinte au col que constitue le déviateur. On constate que la vitesse n'est pas constante tout au long de la surface d'échange, mais passe par un pic, et que le flux devient largement tourbillonnaire derrière les cylindres, à cause de la recompression en l'absence de diffuseur.

Le refroidissement est proportionnel à la vitesse **moyenne** du flux sur les ailettes, et le pic de vitesse décrit ci-dessus est inutilement coûteux en énergie. On a donc intérêt à conserver une vitesse constante.

Le schéma de principe (figure 2) ne peut répondre à tous les cas de figure, néanmoins il donne la direction vers laquelle il faut tendre, pour qui veut diminuer sa trainée de refroidissement.

Pour info, l'étude NASA a enregistré des accroissements de température, entre l'extérieur et la sortie de refroidissement, comprises entre 70 et 100°C.

- **La chambre de tranquillisation inférieure:**

Quel est son rôle? Et bien, un peu le même que celui de la chambre supérieure, puisque le flux d'air va devoir opérer un nouveau virage à 90° vers l'arrière, il faut donc que la vitesse soit faible. Ajoutons à cela que cette chambre est généralement très encombrée de pots d'échappement et autre carter d'huile, il faut donc encore une fois que la vitesse soit faible, pour contourner tous ces obstacles sans générer trop de pertes. Elle ne doit pas fuir non plus, la pression statique interne étant toujours (bien que moindre) supérieure à la pression statique extérieure. Son rôle est également d'amener proprement le flux vers le convergent de sortie. Au fur et à mesure que l'on se rapproche de la sortie, et donc que le flux accélère, il faudra prendre de plus en plus de soin à la qualité du conduit (pas d'obstacles, surfaces lisses). A noter que la mise en place d'un morceau d'alu arrondi en bas de cloison pare-feu a donné des résultats spectaculaires chez certains constructeurs amateurs (en termes de refroidissement, mais aussi de vitesse). Voir schéma de principe en tout début d'étude.

- **La sortie:**

Elle est caractérisée par sa section. Cette section doit être variable, si l'on veut contrôler le débit de refroidissement. Dans cette section se produit une accélération, et le flux doit être dirigé à l'horizontale le long du fuselage. Les pressions statiques interne et externe en sortie étant nécessairement à égalité, la vitesse de sortie sera d'autant plus grande que la pression est importante dans la chambre inférieure. Cette dernière est d'autant plus grande que les pertes internes sont faibles et que le débit de refroidissement est faible également (volets de capot en position d'ouverture minimum). La pression dynamique de sortie vaut:

$$P_{d6} = P_{s5} - P_{s0} = \frac{1}{2}\rho V_6^2 \text{ avec } V_6 \text{ vitesse de sortie et } P_{s5} \# P_{t5}$$

$$\text{donc } V_6 = \sqrt{(2(P_{s5} - P_{s0})/\rho)}$$

ρ , masse volumique de l'air, est plus faible qu'à l'extérieur à cause de l'augmentation de température, et le rapport ρ_6/ρ_0 évolue comme le rapport de température extérieur/intérieur T_0/T_6 en ° K. Sans fuites, le **débit massique** est constant tout au long du circuit, mais le **débit volumique**, lui, augmente à cause de la dilatation de l'air. Il vaut, en sortie, T_6/T_0 fois le débit volumique des 2 veines d'air à l'infini amont.

- La température d'huile:

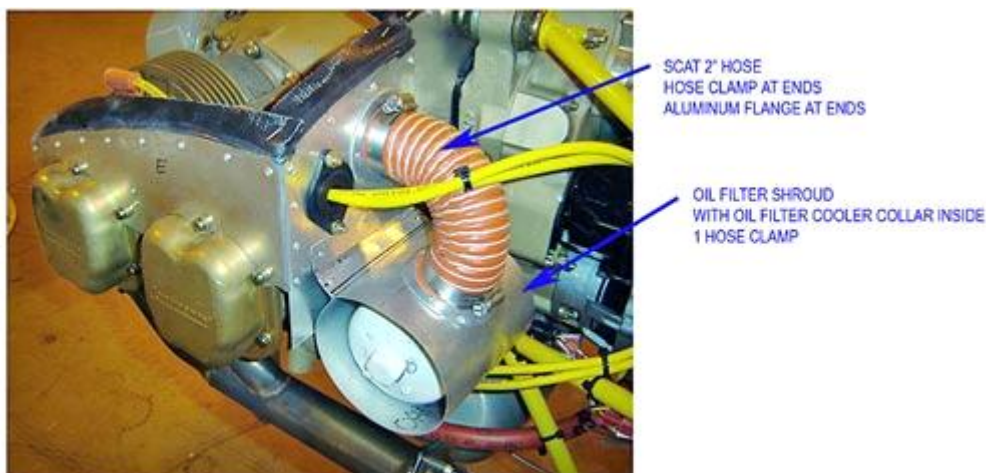
Sur beaucoup de moteurs, l'huile est refroidie par le carter d'huile qui baigne dans l'air de la chambre inférieure. La limite supérieure de température d'huile est couramment située autour de 110 °C. L'**augmentation** de température du flux de refroidissement est de l'ordre de $\Delta T = 70$ à 100 °C dans l'étude NASA.. Si l'on ajoute la température extérieure à ce ΔT , par temps chaud, on peut avoir 135 °C sous le capot! C'est beaucoup compte tenu de la tenue en température des capots en composites, et nous nous limiterons à 90°C de température sous capot. Néanmoins, la température d'huile est le paramètre limitatif de refroidissement et on est toujours très loin des limitations de températures cylindres car l'air dans la chambre inférieure doit être à une température nettement inférieure à celle de l'huile pour la refroidir. Le débit d'air doit donc être augmenté pour limiter son accroissement de température, ce qui augmente les pertes. On comprend donc aisément que si l'on recherche l'optimisation, un refroidissement séparé de l'huile est nécessaire.

Quelles sont les options?

La première option est de placer un radiateur d'huile que l'on alimentera par la chambre supérieure. Ce radiateur pourra être placé directement à l'arrière de la chambre, et sa sortie d'air ramenée dans la chambre inférieure par un boa au bout duquel on mettra un diffuseur en pavillon de trompette. D'autres options d'installation sont évidemment possibles, mais celle-ci a l'avantage de pouvoir contrôler en même temps le débit d'air sur les cylindres et dans le radiateur en actionnant les volets de capot. La pose d'un restricteur sur le boa (avant le diffuseur) dont la section sera adaptée après essais en vol, permettra de définir la proportion d'air attribuée au radiateur de manière à approcher en même temps la limitation huile et la limitation cylindres.

La deuxième option (moins honoreuse) est de fabriquer une coque en composites qui englobe le carter d'huile de façon à créer une double peau dans laquelle on fera circuler de l'air froid. De la même façon, on pourra prélever de l'air dans la chambre supérieure et l'acheminer par un boa jusqu'à la coque, latéralement. La sortie, à l'autre extrémité du carter comportera également un diffuseur. Cette option présente deux avantages par rapport à la précédente, car d'une part, on doit pouvoir faire plus léger, et d'autre part, la simplicité du système va dans le sens d'une plus grande fiabilité (une dérivation du circuit d'huile présente bien sûr un risque supplémentaire de fuite d'huile).

La troisième option est de refroidir le filtre à huile, si votre moteur en est doté, l'avantage est de refroidir l'huile là où elle est la plus chaude, car elle est filtrée en sortie moteur, avant son retour dans la bache. On maximise ainsi l'échange de température. Autre avantage, c'est assez facile à réaliser. Voir photo ci-dessous la réalisation d'un constructeur amateur américain sur un O-200 Continental.



- **Influence du collecteur d'échappement:**

Il n'a échappé à personne que les collecteurs d'échappement sont généralement placés dans la chambre inférieure. Hors les EGT mesurées sont couramment autour de 700 °C. Il se produit donc un échange de température qui est loin d'être négligeable, surtout avec un pot accordé type Chabard (dont la tuyauterie est plus longue que la moyenne) et qui augmente inutilement la température sous capot. Il peut donc être intéressant d'isoler ces collecteurs avec de la laine de verre que l'on maintiendra en place avec des ligatures en fil à freiner. La température des gaz en sortie d'échappement sera donc plus élevée. Les gaz seront aussi plus rapides. On prendra donc un soin particulier à la position de cet échappement par rapport à la cellule pour éviter les brûlures. Dans le même registre d'isolation, Paser a obtenu un meilleur fonctionnement de son moteur en isolant ses collecteurs d'admission avec de la laine de verre tenue en place par du scotch alu, augmentant ainsi la densité du mélange aspiré par le moteur.

Tout ça c'est bien beau, mais comment je choisis les dimensions de mon circuit avec mon avion et mon moteur?

Et bien là on est un peu embêté, car autant il est facile de fournir des données qualitatives (ça c'est plutôt bien, ça c'est moins bien) autant il est difficile de fournir une solution clé en main tellement les paramètres qui interagissent entre eux sont nombreux. La solution définitive passe donc forcément par une phase d'essais en vol. Néanmoins on peut tenter d'approcher la solution pour que le minimum d'ajustements soit nécessaire.

Par quel bout attraper le problème?

Nous prendrons comme exemple un DR 1050 motorisé par un continental IO-200 de 100 cv pour illustrer la démarche.

Le flux de chaleur:

Il faut d'abord estimer le flux de chaleur à dissiper, et comme nous l'avons vu, la puissance sur arbre ne représente que 30% environ de la puissance thermique délivrée par le carburant. La puissance calorifique (les pertes) représentent donc 70% de la puissance thermique. On obtient la puissance calorifique en multipliant la puissance mécanique du moteur par $70/30 = 2,33$.

Il faut ensuite définir les conditions d'utilisation, en retenant les plus sévères conditions de refroidissement que l'on est amené à rencontrer, tout en évitant les conditions transitoires comme les montées pente max.

Dans notre exemple, je choisis une vitesse de montée prolongée à 140 km/h qui correspond en gros à la Vz max avion léger. Je considère également une température extérieure max de 35°C au niveau de la mer, ce qui correspond à une température de STD +20.

On ramènera tous nos calculs au niveau de la mer, car comme je l'ai mentionné précédemment, la puissance moteur diminuant au même rythme que la densité de l'air de refroidissement, les 2 effets ont tendance à s'annuler (moteur sans turbo).

Le conti IO-200 délivre 100cv à 2750 tpm au niveau de la mer. A 140 km/h le régime moteur est plus proche de 2500 tpm. A ce régime, les courbes constructeur donnent une puissance de 75 cv soit 55,2 kw au niveau de la mer, plein gaz. La puissance calorifique vaut donc $55,2 \times 2,33 = 129$ kw.

Une partie de cette puissance est directement envoyée à l'extérieur par les gaz d'échappement brûlants.

Cette proportion est de 43% si les échappements sont isolés thermiquement par rapport au flux de refroidissement (voir démonstration en annexe), à vous d'en estimer la part.

Si mon pot est isolé, considérons tout de même que 20% du flux est transmis à la chambre inférieure, alors la puissance calorifique évacuée par les gaz d'échappement vaut: $(129 \times 43\%) \times 80\% = 44$ kw

Il reste donc $129 - 44 = 85$ kw à évacuer par le flux de refroidissement.

Le débit d'air:

Si l'on considère que la température maxi admissible sous capot est de **90°C**, on peut calculer un débit d'air (voir annexe 2 sur la tenue en température des capots).

La capacité calorifique de l'air vaut $C_c = 1 \text{ kJ/kg/}^\circ\text{C}$

La masse volumique de l'air au niveau de la mer $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$

La puissance calorifique $P_c = 85 \text{ kw}$

Q débit d'air en m^3/s

$\Delta T^\circ = 55 \text{ }^\circ\text{C} (90 - 35)$

$$P_c = \rho \cdot Q \cdot C_c \cdot \Delta T^\circ$$
$$\text{donc } Q = P_c / (\rho \cdot C_c \cdot \Delta T^\circ) = 1,26 \text{ m}^3/\text{s}$$

On considèrera que le soin apporté à la fabrication du circuit ne génèrera pas de fuites d'air supérieures à 15%. On obtient le débit d'air brut:

$$Q_b = 0,69 \times 1,15 = 1,45 \text{ m}^3/\text{s}$$

A $V_o = 140 \text{ km/h} (39 \text{ m/s})$, on obtient $1,45 \text{ m}^3/\text{s}$ si la section à l'infini amont vaut:

$$S_o = Q_b / V_o = 3,72 \text{ dm}^2$$

ce qui correspond à 2 veines d'air de 15,4 cm de diamètre, toujours à l'infini amont.

Les entrées d'air:

Les entrées d'air seront évidemment plus grandes, et dépendront du rapport de vitesse choisi. Comme mentionné précédemment, un rapport de vitesse inférieur ou égal à 0,3 donne de bon résultats, l'essentiel de la compression s'effectuant en amont de l'entrée d'air sans que cela ne pénalise la trainée. Mais compte tenu de la rareté de telles températures ambiantes, et de la taille d'entrées d'air que cela impose, je choisirais personnellement un rapport de vitesse de 0,45 qui pénalisera peut-être un peu la trainée dans cette phase de montée, mais sera avantageux en croisière. On obtient une surface d'entrée d'air de:

$$S_1 = S_o / 0,45 = 8,3 \text{ dm}^2$$

soit 2 entrées circulaires de 23 cm de diamètre. En croisière rapide, la vitesse étant plus grande et le débit nécessaire d'air de refroidissement sensiblement le même, le rapport de vitesse de l'entrée d'air va diminuer, sans conséquences sur le rendement de compression ni la trainée globale.

A 60 m/s , $S_o = 2,42 \text{ dm}^2$, ce qui avec une S_1 de 8,3 donne un rapport de vitesse de 0,29.

Section de sortie:

Cette partie est importante car c'est elle qui contrôle le débit dans le circuit. C'est aussi la plus difficile à calculer car elle va directement dépendre des caractéristiques de l'orifice moteur (engine orifice characteristics) qui donne la relation entre le débit d'air et la chute de pression du flux d'air à travers le moteur (engine baffle pressure drop). Or c'est une donnée que l'on ne possède pas toujours et qui est une caractéristique propre à votre moteur. Elle se présente sous la forme suivante: figure 5.

On entre par la température extérieure et la courbe renvoie au débit nécessaire au refroidissement. On remarque que pour ce moteur, la limitation de température cylindre est différente en montée et en croisière. La limitation étant supérieure en montée cela explique pourquoi le débit d'air nécessaire est inférieur. La partie gauche donne la relation qui lie le débit d'air nécessaire et la différence de pression entre la chambre supérieure et la chambre inférieure.

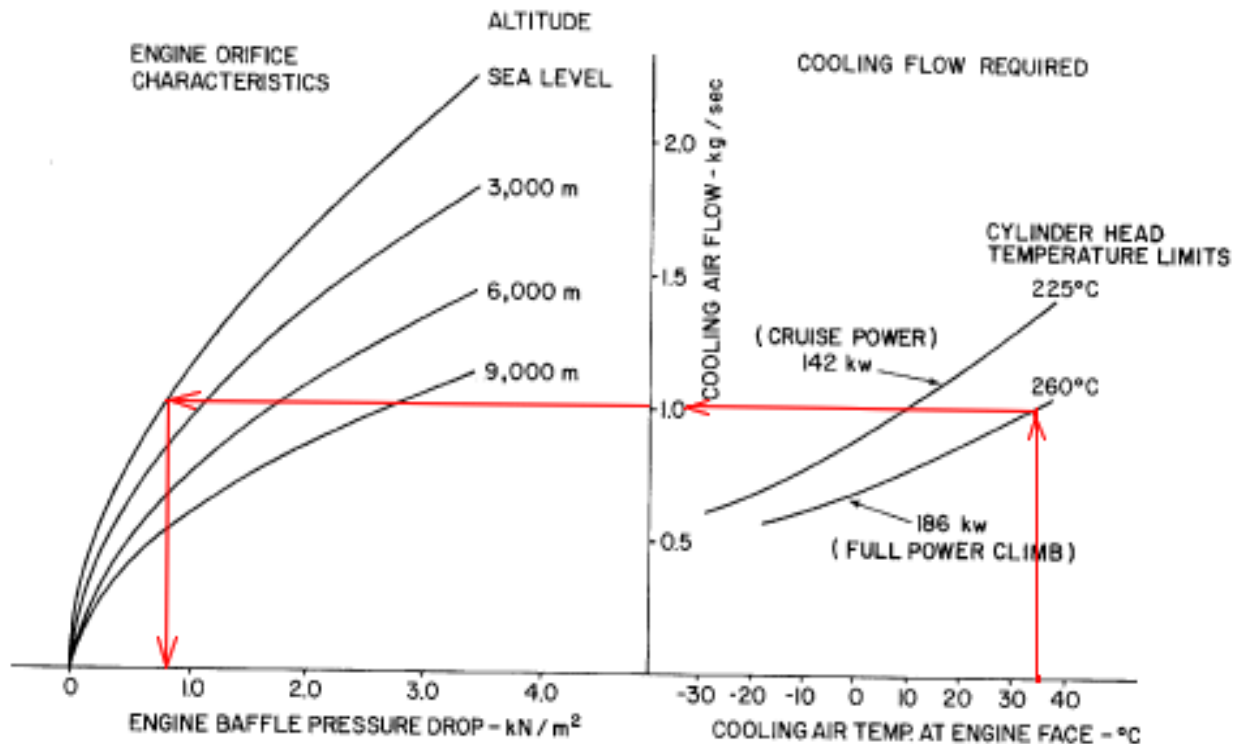


Figure 5. - Engine cooling requirements supplied by manufacturer.

C'est la donnée qu'il nous manque pour trouver la pression dans la chambre inférieure, afin de calculer la vitesse de sortie. Connaissant le débit (c'est le même que celui d'entrée aux fuites près) et la vitesse, on obtiendrait la section de sortie. Pour le IO-200, je n'ai pas cette courbe, alors comment faire?

Et bien d'abord on va supposer que le constructeur à bien fait son travail, et que la pression différentielle nécessaire au bon refroidissement de son moteur ne demande pas de voler à des vitesses bien supérieures à celles des avions qu'il est censé équiper. En d'autres termes, la pression dynamique $1/2\rho V_0^2$ doit être suffisante pour générer le débit nécessaire au refroidissement moteur, même pour un avion lent, ce qui a imposé au constructeur la surface des ailettes de refroidissement. Partant de ce postulat, et après prise en compte des données expérimentales du rapport NASA, je pense qu'il est raisonnable d'espérer récupérer au moins 30% de la pression totale amont dans la chambre inférieure (plenum pressure recovery) quand les conditions sont les plus sévères, c'est à dire en montée. Si votre avion est vraiment lent par rapport à la puissance installée, (banderole, labour) prenez 20% !

Dans ces conditions on peut écrire que la vitesse V_6 de sortie vaut:

$$V_6 = V_0 \cdot \sqrt{(0,3 \times T_6/T_0)} \text{ avec } T_6 \text{ température de sortie et } T_0 \text{ température extérieure en } ^\circ\text{K}$$

dans notre exemple: $V_6 = 39 \sqrt{(0,3 \times 363/308)} = 23,2 \text{ m/s}$

Nous avons ensuite:

débit de sortie = débit d'entrée – fuites (15%) en kg/s

donc $\rho_6 \cdot S_6 \cdot V_6 = \rho_0 \cdot S_0 \cdot V_0 \cdot 0,85$

$S_6 = T_6/T_0 \cdot S_0 \cdot V_0 / V_6 \cdot 0,85$ car $\rho_0/\rho_6 = T_6/T_0$ (en $^\circ\text{K}$)

$S_6 = 6,26 \text{ dm}^2$

Compte tenu des diverses approximations, on fabriquera les volets de capot pour faire varier la section de sortie entre 0 et 7 dm², les essais en vol permettront de finaliser la course de réglage. On prendra soin de faire en sorte que sur toute la plage de réglage, le bord de fuite du volet soit bien au col du convergent de sortie. C'est à cet endroit qu'on mesurera la section de sortie. Retenez que plus vous aurez apporté de soin à votre circuit, (fuites, trainée interne) et plus votre section de sortie sera petite pour le même refroidissement (plus de vitesse pour le même débit).

Annexe 1:

Evaluation du flux de chaleur évacué par les gaz d'échappement:

La cylindrée du moteur est de 3L, ce qui veut dire que 3L de mélange sont avalés par le moteur tous les 2 tours (moteur 4 temps). Si le régime est de 2500 tpm, le débit d'admission est donc de: $2500/2/60 \times 3 = 62,5$ L/s, ou encore 76,6 g/s au niveau de la mer. La masse volumique de l'air $\rho = 1,225$ kg/m³.

La capacité calorifique des gaz d'échappement à pression constante est proche de 1,1 kJ/kg/°C. Pour info, les gaz d'échappement sont constitués de 14% de CO₂, 13% de vapeur d'eau, 71% d'azote et 1 à 2% d'autres gaz. La température des gaz est de l'ordre de 700°C, parfois plus pour un mélange pauvre. On retiendra $700 - 35 = 665$ °C d'élévation de température.

Le flux de chaleur vaut donc: $0,0766 \times 1,1 \times 665 = 56$ kw ce qui représente 43% de la totalité du flux de chaleur émis par le moteur.

Annexe 2:

Pour admettre des températures importantes sous capot, il faut que les capots eux-même puissent les supporter. Les résines utilisées pour la fabrication de ces capots sont caractérisées par leur transition vitreuse T_v (T_g en anglais) qui est la température à partir de laquelle, elles passent d'un état solide à mou. Les résines polyester ont des T_g de l'ordre de 80°C. Les résines epoxydes de 60 à 240°C, mais pour celles ayant de forts T_g , une cuisson est nécessaire à une température de l'ordre de $T_g - 30^\circ$ à $T_g - 20^\circ$, et ce n'est pas forcément évident à mettre en oeuvre pour un constructeur amateur, car la cuisson doit se faire sur le moule, pour que la pièce ne se déforme pas. Notons toutefois que les capots sont refroidis de l'extérieur, et qu'il s'établit un gradient de leur température dans l'épaisseur du capot. On peut donc imaginer que le capot va cuire pendant son utilisation par temps chaud, sans se déformer, car la peau extérieure restée plus froide jouera le rôle de moule. Pour améliorer leur isolation, on pourra appliquer une couche de peinture réfléchissante métallique à l'intérieur des capots.