

Gilbert Klopstein

Comprendre l'avion



Propulsion

Tome 3

Cépaduès
- ÉDITIONS -

Comprendre l'avion

Tome 3

L'avion en vol *- Propulsion -*

Gilbert KLOPFSTEIN

CÉPADUÈS-ÉDITIONS

111, rue Nicolas-Vauquelin

31100 TOULOUSE – France

Tél. : 05 61 40 57 36 – Fax : 05 61 41 79 89

(de l'étranger) + 33 5 61 40 57 36 – Fax : + 33 5 61 41 79 89

www.cepades.com

Courriel : cepades@cepades.com

CHEZ LE MÊME ÉDITEUR

Leçons de pilotage – Maniabilité du PPL	Attias J., Dartaguiette G.
Apprendre à piloter les ULM multiaxe et les avions légers	Attias J., Dartaguiette G.
Météorologie – Montgolfière, carnet de vols	Beaudenon Th.
Prépa à l'Anglais du PNC – Flight Attendants' English (PNC)	Billange C., Milne A.
Météorologie du vol à voile	Bradbury T.
La Réglementation du pilote privé avion	Casanova D.
VFR – Flight Rules France	Casanova D.
Incidents et infractions eXpliqués au pilote privé	Casanova D.
Formation des PNC au secourisme pratique	Cattier A., Sellier C.
Avionique de la navigation aérienne	Combes M.
Guide de phraséologie du pilote VFR VFR (F-A)	Coulombe C.
Guia de fraseologia del piloto VFR (Es-F-A)	Coulombe C.
La météo du pilote VFR – Savoir analyser et interpréter son dossier de vol	Fieque J.-P.
La météo du vol à voile et du vol libre eXpliquée au pilote	Fieque J.-P.
L'Autogire de la théorie à la pratique	Hoffmann V.
La sécurité du PPL – Méprises et maîtrise en aéronautique	Hovan F.
Le vol sans moteur	Kassera W.
Courchevel Airport	Kossa M.
Dictionnaire de l'aéronautique (F-An-All / D-F-E)	Krafft J.-H.
Dictionnaire technique de l'aéronautique (A-F / F-A)	Lambert R.
Propulseurs aéronautiques	Lepourry P., Ciryri R.
A380 le défi	Marc Y.
La Légende des Guppy	Méchain D.
Cédérom PC la Maîtrise du PPL	Messud M.
Cédérom PC Briefings avant vol	Messud M.
Cédérom PC la Maîtrise de la radiotéléphonie Fr/En	Messud M.
Cédérom PC pratique de l'IFR – maîtrise du VFR	Messud M.
Cédérom PC Radionavigation Unlimited	Messud M.
Cédérom PC Altimétrie	Messud M.
Cédérom PC Les points clés du PPL et du BB	Messud M.
La radionavigation et l'IFR	Mougery F.
Le computer eXpliqué au pilote privé	Mougery F.
Initiation au pilotage	Nicolas J.
Fais-moi piloter l'hydravion	Nicolas J.
Dessine-moi un avion – Premiers vols	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Apprends-moi l'avion - Perfectionnement, cours théoriques	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Enseigne-moi la navigation	Nicolas J., Ziegelbaum P.
Devenir PNC – Le métier de PNC eXpliqué aux candidates hôtesses de l'air et aux futurs stewards	Plangor A.
La théorie du CSS	Plangor A.
DicoVol – Aviation légère, vol à voile et voltige aérienne Fr/En/De	Plays A.
L'Anglais du PNC	Plays A.
El inglés del TCP	Plays A.
Performance humaine et ses limites	Pratt J.
Le voyage aéronautique	du Puy de Goyné Th.
La Radionavigation, une aide au vol VFR	du Puy de Goyné Th.
Le précis du pilote ULM et avion léger	du Puy de Goyné Th., Plays Y., Barcouda P.
Le GPS – Marine, Aviation, Randonnées	du Puy de Goyné Th.
Technique d'utilisation de l'hélicoptère – « T.U. Hélico »	du Puy de Goyné Th., Koska M.
Initiation à l'aéronautique	du Puy de Goyné Th., Plays Y., Lepourry P., Besse J.
Instruments de bord	du Puy de Goyné Th., Roumens A., Lepourry P.
Théorie élémentaire de l'hélicoptère – Initiation par l'image	Raletz R.
Initiation à la radiotéléphonie en anglais (avec cd MP3)	Rengade Y.
Manuel d'anglais du pilote privé, Tome I (avec 6 audio cds)	Rengade Y., Molac J.
Manuel d'anglais du pilote privé, Tome II	Rengade Y., Molac J.
Cellule et circuits associés	Ripoll J.-C.
Aviateurs – Petites chroniques des nuages	Roy G., Vincent
Comme l'oiseau – Les ailes de l'Ultra Léger Motorisé	Sicaud J.-L., Nicolas J.
Guide de l'instructeur vol à voile	SEFA/CNVV
Guide pratique du pilote remorqueur	SEFA/CNVV
Pilotage des montgolfières	Deramecourt A. -FFA
Bases d'électricité avion – Protection contre les incendies	Valentin M.
Guide des épreuves pratiques de secourisme aéronautique (CSS)	Collectif
Manuel du pilote d'avion	Collectif
Manuel du pilote – Vol à voile	Collectif
Manuel du pilote – ULM	Collectif

Sources © Institut du Transport Aérien – Paris

© CEPAD 2008

ISBN : 978.2.85428.779.0



Le code de la propriété intellectuelle du 1^{er} juillet 1992 interdit expressément la photocopie à usage collectif sans autorisation des ayants-droit. Or, cette pratique en se généralisant provoquerait une baisse brutale des achats de livres, au point que la possibilité même pour les auteurs de créer des œuvres nouvelles et de les faire éditer correctement est aujourd'hui menacée.

Nous rappelons donc que toute reproduction, partielle ou totale, du présent ouvrage est interdite sans autorisation de l'Éditeur ou du Centre français d'exploitation du droit de copie (CFC – 3, rue d'Hautefeuille – 75006 Paris).

Dépôt légal : septembre 2008

N° éditeur : 779

Remerciements

Nous tenons à remercier tous ceux qui ont permis la publication de ces trois tomes, et particulièrement Monsieur Bruno Debiesse.

L'éditeur

SOMMAIRE

Chapitre VII : PROPULSION DES AVIONS SUBSONIQUES

VII.1. Rappels de mécanique rationnelle	9
■ <i>Propulsion par action mutuelle de deux masses</i>	9
■ <i>Mobilis in mobile</i>	12
■ <i>Détermination du rendement de propulsion</i>	18
VII.2. Rappels de thermodynamique	23
■ <i>Le principe de l'équivalence</i>	23
■ <i>Le deuxième principe de la thermodynamique</i>	24
VII.3. La propulsion atmosphérique	30
VII.4. L'hélice	30
■ <i>Généralités</i>	31
■ <i>Approche succincte de la théorie de fonctionnement</i>	32
■ <i>Application à une hélice réelle</i>	52
■ <i>Conclusions de cette étude de l'hélice</i>	60
■ <i>Couplage de l'hélice au moteur</i>	61

Chapitre VIII : MOTOPROPULSION

VIII.1. Le moteur à combustion interne	63
VIII.2. Le carburant du moteur	65
■ <i>Stockage de l'énergie sous faible volume</i>	66
■ <i>Etude de la combustion</i>	67
■ <i>Contraintes du stockage de carburant</i>	74
■ <i>Stockage au sol</i>	75
■ <i>Combustion dans le moteur</i>	77
VIII.3. Description du fonctionnement des quatre temps	79
■ <i>Admission</i>	79
■ <i>Compression et combustion</i>	81
■ <i>Détente</i>	84

■ <i>Echappement</i>	85
■ <i>Succession des temps moteur</i>	85
VIII.4. Les accessoires du moteur	89
■ <i>L'élaboration du mélange air -essence</i>	89
■ <i>L'allumage</i>	103
■ <i>Le graissage</i>	110
VIII.5. La lubrification d'un moteur d'avion	115
■ <i>Ce qu'il faut graisser</i>	115
■ <i>Le système de graissage</i>	116
■ <i>Le lubrifiant</i>	119
■ <i>Les incidents de graissage</i>	120
VIII.6. Le refroidissement	121
■ <i>Circuit de refroidissement par air</i>	123
■ <i>Précautions d'emploi</i>	125
VIII.7. Le dégivrage	127
■ <i>Description du phénomène de givrage</i>	127
■ <i>Notions sur les chaleurs « latentes »</i>	128
■ <i>Echanges thermiques dans le carburateur</i>	129
■ <i>Le dégivrage des petits moteurs</i>	132
■ <i>Utilisation du dégivrage</i>	132
■ <i>Procédures d'emploi</i>	133
VIII.8. Le démarrage	136
■ <i>Historique du démarrage des moteurs d'avions</i>	137
■ <i>Le démarrage des moteurs d'aujourd'hui</i>	138
VIII.9. Autres accessoires du moteur	144
■ <i>Génération électrique</i>	144
■ <i>Chauffage de la cabine</i>	147
■ <i>Circuit d'air déprimé</i>	148

VIII.10. Puissance fournie par le moteur	149
■ <i>Travail, puissance et couple</i>	149
■ <i>Couple de sortie du moteur à piston</i>	153
■ <i>Caractéristique du moteur à pression d'admission constante</i>	154
■ <i>Caractéristique du moteur à position constante</i>	
■ <i>du papillon des gaz</i>	160
■ <i>Influence de la pression et de la température ambiantes</i>	163
■ <i>Passage d'un point de fonctionnement à un autre</i>	171
■ <i>Relation entre puissance et richesse</i>	173
■ <i>Le turbocompresseur</i>	181
■ <i>Couplage du moteur à une hélice à calage fixe</i>	189
■ <i>Détermination de la traction de l'hélice</i>	203
■ <i>Influence des conditions extérieures</i>	205
■ <i>L'hélice à calage variable</i>	210

ANNEXE

Eléments de thermodynamique	241
■ <i>Les cycles théoriques et pratiques</i>	241
■ <i>Conclusion et application à l'aéronautique</i>	256

PROPULSION DES AVIONS SUBSONIQUES

Avant de commencer ce chapitre, il est nécessaire de rappeler quelques éléments de mécanique rationnelle, afin de mieux appréhender le phénomène de propulsion d'un avion dans un fluide, de mettre en évidence sa difficulté et les moyens utilisés pour la surmonter. Le début du chapitre est consacré à la description mécanique de la propulsion d'un solide par appui terrestre, puis nous décrirons le procédé qui permet à un avion de se mouvoir dans l'air.

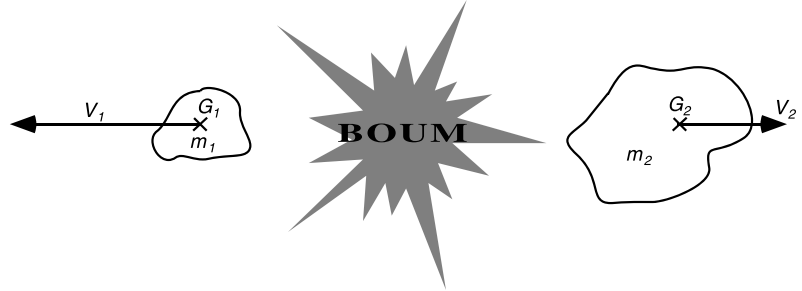
VII.1. Rappels de mécanique rationnelle

■ *Propulsion par action mutuelle de deux masses*

Avant d'aborder la propulsion atmosphérique, il est nécessaire de rappeler certaines propriétés de l'action mutuelle de deux objets de masses différentes.

Soient deux objets de masses m_1 et m_2 , isolés dans l'espace et initialement accolés. Dans un référentiel galiléen bien choisi, supposons-les tous deux à vitesse nulle.

Faisons exploser une petite charge de poudre située au point de contact de ces deux objets, supposé se situer sur la droite qui joint les centres de gravité.



Les deux objets vont s'écarter l'un de l'autre suivant la droite que nous venons de définir. Considérons l'ensemble des deux objets, après leur séparation, à un instant donné.

Cet ensemble n'a subi aucune action extérieure. Son centre de gravité (C.G. est donc resté à sa position initiale que nous prendrons comme origine sur la droite formée par (G_1G_2) .

Soient x_1 et x_2 les abscisses des deux objets sur la droite. L'abscisse du C.G. des deux objets est donnée par la relation :

$$x_G = m_1 \cdot x_1 + m_2 \cdot x_2$$

Ce C.G. ne s'est pas déplacé lors du choc (pas d'action extérieure), nous pouvons donc évaluer x_G à zéro et dériver la relation :

$$m_1 \cdot V_1 + m_2 \cdot V_2 = 0$$

D'où un premier résultat important :

Les modules des vitesses se répartissent comme l'inverse des masses.

Distinguons deux cas particuliers intéressants :

Si les masses sont égales, les vitesses sont égales et opposées.

Si l'une des masses est beaucoup plus grande que l'autre, l'objet de masse importante ne sera animé que d'une vitesse très faible, la vitesse de la masse la plus petite sera importante.

Cherchons maintenant comment se répartit l'énergie provenant de l'explosion.

Admettons que toute l'énergie initialement contenue dans la poudre se retrouve sous forme de la somme des énergies cinétiques des deux objets.

Soit E cette énergie. Nous avons :

$$E = \frac{1}{2} \cdot m_1 \cdot V_1^2 + \frac{1}{2} \cdot m_2 \cdot V_2^2$$

Appelons E_1 l'énergie cinétique de l'objet 1 et E_2 celle de l'objet 2.

$$E_1 = \frac{1}{2} \cdot m_1 \cdot V_1^2 ; E_2 = \frac{1}{2} \cdot m_2 \cdot V_2^2$$

En associant la relation des vitesses nous pouvons alors écrire :

$$E_1 = E \cdot m_2 / (m_1 + m_2) \text{ et } E_2 = E \cdot m_1 / (m_1 + m_2)$$

L'objet le plus petit prend une énergie cinétique proportionnelle à la masse du plus grand et inversement.

L'énergie a donc tendance à s'accumuler dans la plus petite des masses. Du point de vue des énergies, la vitesse a plus d'importance que la masse, puisqu'elle intervient par son carré.

Cela peut être retrouvé autrement : lors de l'explosion, les forces de pression sont égales et opposées sur les deux objets. L'objet le plus petit « cède » plus devant l'effort car le travail qui lui est fourni par les forces de pression est plus grand (d'après le principe fondamental de la dynamique, l'objet le plus petit subit une accélération plus importante, du fait de sa

masse plus faible, donc se déplace sur une longueur plus importante pendant la durée de l'explosion).

Ce qu'il faut retenir, c'est que pour se propulser par projection d'un objet en sens inverse de celui souhaité, il vaut mieux s'appuyer sur un objet lourd que léger, car sinon l'énergie n'est transmise qu'à l'appui et il n'en reste qu'une faible part pour notre propulsion.

■ ***Mobilis in mobile***

La devise du Capitaine Nemo, dans le célèbre livre de Jules Verne « *Vingt mille lieues sous les mers* », était, traduite en français : « Mobile dans l'élément mobile ».

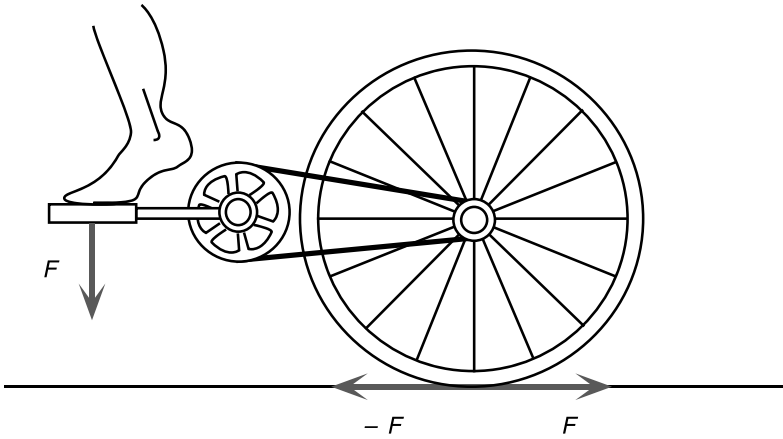
Elle fait référence à l'une des difficultés majeures de la propulsion d'un véhicule dans un liquide ou dans un gaz, sans contact mécanique avec la terre ferme.

Cette fermeté de la terre résout complètement le problème de la propulsion d'un véhicule terrestre. Nous allons l'analyser et la comparer à la propulsion d'un véhicule dans un fluide.

Si un cycliste exerce sur la pédale d'un vélo une force vers le bas F à l'instant précis où le bras de cette pédale est horizontal, la composante horizontale de la réaction de la route sur le pneumatique de sa roue arrière sera une force dirigée vers l'avant et égale à la force F :

- multipliée par la longueur du bras de la pédale,
- divisée par le nombre de dents du pédalier,
- multipliée par le nombre de dents du pignon de roue arrière,
- divisée par le rayon de la roue arrière.

Plus important encore, le travail fourni par la force F lors d'une rotation élémentaire du pédalier sera pratiquement intégralement restitué à la bicyclette.



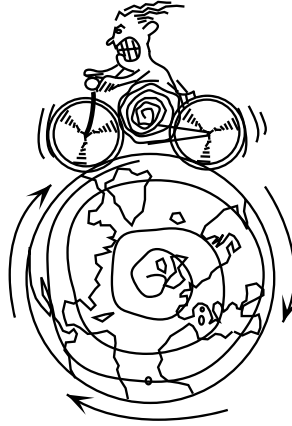
Le déplacement de la réaction de la route est égal au déplacement de la pédale :

- divisé par la longueur du bras,
- multiplié par le nombre de dents du pédalier,
- divisé par le nombre de dents du pignon arrière,
- multiplié par le rayon de la roue arrière.

De plus, le produit de la force F par le déplacement de la pédale est égal au produit de la composante horizontale de la réaction de la route sur le pneumatique par le déplacement de la bicyclette.

En effet, suite au passage de cette bicyclette, la Terre **ne part pas en sens inverse**. En toute rigueur la Terre va partir quand même dans l'autre sens, mais infiniment peu, pour que soit conservée la valeur du moment cinétique de l'ensemble Terre + bicyclette...

Il est néanmoins permis, dans ce cas, de négliger la variation du moment cinétique de la Terre et de considérer que toute l'énergie est fournie à la bicyclette.



En fait, nous sommes ici dans le cas d'un appui sur une masse gigantesque : le cycliste a très peu projeté la Terre en sens inverse. Il a donc utilisé la presque totalité de l'énergie dépensée pour se propulser lui-même.

Son **rendement de propulsion** est pratiquement égal à l'unité.

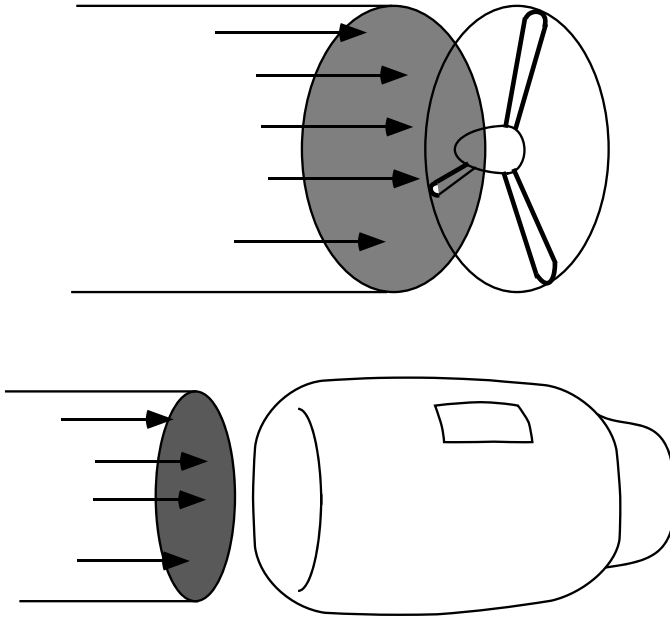
Mais comment se propulse-t-on dans l'atmosphère, sans disposer d'un appui terrestre ?

Le mode de propulsion est intrinsèquement le même pour une hélice et un turboréacteur. Lorsque le véhicule atmosphérique avance, il est soumis à une traînée qu'il doit vaincre.

Décrivons le mécanisme de cette propulsion.

Que l'on considère une hélice ou un turboréacteur, imaginons devant l'avion une portion de surface, orthogonale à sa vitesse, qui va rentrer en compte dans la propulsion.

Pour faire comprendre cette **surface de propulsion**, nous pouvons considérer pour l'avion à hélice la surface du cercle décrit par l'hélice et pour l'avion à turboréacteur la surface de l'entrée d'air du réacteur.



Lorsque l'avion avance, cette surface est traversée en permanence par une masse d'air animée, à l'entrée, d'une vitesse égale à la vitesse air de l'avion.

Elle est donc traversée par un **débit** d'air Q égal à :

$$Q = \rho \cdot S \cdot V_1$$

ρ est la masse volumique de l'air ambiant, S la surface de propulsion et V_1 la vitesse de l'avion.

La fonction intrinsèque du propulseur, hélice ou réacteur, est de « recracher » ce débit d'air vers l'arrière, à une vitesse V_2 supérieure à V_1 . C'est cette différence de vitesse qui va créer la force de propulsion.

Considérons un référentiel lié à l'avion. Cet air arrive à une vitesse V_1 et repart à une vitesse V_2 . Il a donc fallu l'accélérer, ce qui nécessite une force (d'après le Principe fondamental de la dynamique).

Cette force agissant sur le débit d'air est donc dirigée vers l'arrière. Par réaction, ce débit d'air exerce sur le propulseur une force dirigée vers l'avant et c'est bien cela qui propulse l'avion.

La manière correcte d'exprimer tout ceci est d'utiliser le théorème des quantités de mouvement dont voici l'énoncé :

la variation de quantité de mouvement p d'un système matériel pendant l'unité de temps est équipollente à la somme géométrique des forces extérieures appliquées au système pendant cette unité de temps.

$$\Sigma F \cdot dt = p_2 - p_1$$

La quantité de mouvement du fluide « sortant » du propulseur par unité de temps dt est égale à :

$$Q \cdot V_2 \cdot dt$$

La quantité de mouvement « entrante » dans le propulseur par unité de temps dt est égale à :

$$Q \cdot V_1 \cdot dt$$

En ce qui concerne le turboréacteur, nous négligeons la masse du carburant brûlé qui accompagne l'air à la sortie.

La variation de quantité de mouvement est donc :

$$Q \cdot (V_2 - V_1)$$

C'est la **poussée** d'un réacteur ou la **traction** d'une hélice. La poussée, ou la traction, est donc obtenue par accélération d'un débit. L'homogénéité nous le confirme : un débit multiplié par une vitesse est bien homogène à une force.

Etudions maintenant le bilan énergétique de l'opération, afin de calculer le rendement de propulsion.

Le propulseur, en utilisant la chaleur contenue dans le carburant et en la transformant le mieux possible en énergie mécanique, a communiqué de la vitesse à la masse d'air entrante : il l'a fait passer de la vitesse V_1 à la vitesse V_2 et lui a donc communiqué de l'énergie cinétique.

La puissance fournie par le propulseur au débit d'air qui le traverse est donc :

$$\frac{1}{2} \cdot Q \cdot (V_2^2 - V_1^2)$$

Un débit multiplié par le carré d'une vitesse est en effet homogène à une puissance.

Comparons maintenant la **puissance** fournie à l'avion par le propulseur et la puissance fournie par le propulseur à la masse d'air qui le traverse, c'est-à-dire le rapport final de l'opération de propulsion à la dépense d'énergie mécanique nécessaire pour l'obtenir.

La puissance fournie à l'avion est égale au produit de la poussée, ou traction, par la vitesse d'avancement V_1 :

$$Q \cdot (V_2 - V_1) \cdot V_1$$

Considérons le rapport de cette puissance à la puissance effectivement fournie à la masse d'air par le propulseur :

$$\eta = (Q \cdot (V_2 - V_1) \cdot V_1) / (\frac{1}{2} \cdot Q \cdot (V_2^2 - V_1^2))$$

Finalement :

$$\eta = 2V_1 / (V_2 + V_1)$$

Ce rapport représente bien le **rendement de la propulsion**, c'est-à-dire le rapport de l'énergie effectivement fournie à l'avion à l'énergie fournie par le propulseur au flux gazeux qui le traverse. Ne pas confondre ce rendement avec celui du propulseur lui-même, nous étudions ici le rendement global de l'opération.

Pourquoi n'est-il pas égal à 1 ?

Tout simplement parce qu'après le passage de l'avion, il subsiste une quantité d'air de masse non négligeable, animée d'une vitesse vers l'arrière (en axes liés au sol), donc possédant une certaine énergie cinétique définitivement perdue pour l'avion lui-même.

Cette énergie cinétique a été fournie par le propulseur et pourtant l'avion n'en dispose pas.

Si un observateur attentif regarde passer devant lui, au bord d'un lac, une embarcation propulsée par des avirons, il constatera que lorsqu'un aviron se soulève, de l'eau est propulsée vers l'arrière du bateau et possède une vitesse non nulle par rapport à la rive. L'air et l'eau sont dans ces deux cas des « appuis mous ».

En conclusion, seule la propulsion terrestre peut approcher un rendement de propulsion de 1.

■ **Détermination du rendement de propulsion**

Reprenons le rapport que nous avons calculé :

$$\eta = 2V_1 / (V_2 + V_1)$$

Si V_2 est égal à V_1 le rendement de propulsion devient égal à l'unité.

Cela signifie que si nous n'accélérons pas le flux traversant la surface de propulsion, le rendement de cette propulsion est maximum : le flux sortant n'a aucune vitesse en axes liés au sol et n'a reçu aucune énergie.

Pourtant, la poussée (ou la traction) devient nulle puisque proportionnelle à $(V_2 - V_1)$, ce qui limite l'intérêt de l'opération.

Néanmoins, il apparaît nettement que si V_2 n'excède V_1 que d'une faible valeur, le rendement de propulsion est alors très bon : il faut donc essayer d'accélérer le moins possible le flux entrant dans la surface de propulsion.

Observons maintenant la relation donnant la poussée, ou la traction.

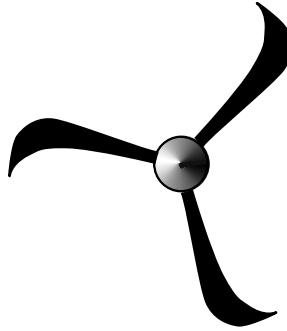
Pour obtenir une valeur donnée de $Q \cdot (V_2 - V_1)$, nous avons le choix entre un débit faible associé à une forte accélération, ou un débit important associé à une faible accélération.

La deuxième option conduit évidemment à un rendement de propulsion nettement meilleur : il vaut mieux très peu accélérer beaucoup d'air que fortement un faible débit, il vaut mieux projeter une masse importante vers l'arrière.

Ainsi, tant que cela est possible, il vaut mieux utiliser une hélice qu'un réacteur : elle « brasse » une plus grande quantité d'air, pour une même traction, bien entendu.

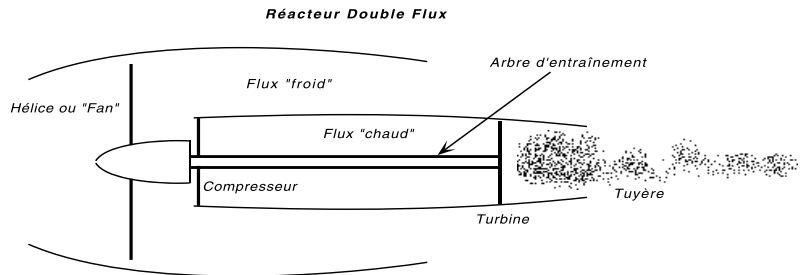
Le turboréacteur supplante néanmoins l'hélice pour les avions rapides, car au delà de Mach 0.55, des phénomènes soniques apparaissent en bout de pale et diminuent fortement le rendement propre de l'hélice.

Certains constructeurs arrivent néanmoins à prolonger légèrement son fonctionnement par la création de « pales en flèche » retardant la compressibilité en bout de pale : le Beechcraft Starship, par exemple.



Le vol en domaine compressible impose le réacteur, mais son rendement de propulsion ne sera jamais aussi bon que celui de l'hélice.

Il existe néanmoins un compromis élégant. Son intérêt est facile à comprendre lorsqu'on observe la formule donnant le rendement de propulsion. On peut augmenter le débit d'un réacteur en lui adjoignant un « flux froid » qui ne sera pas éjecté à une vitesse aussi grande que le flux principal : c'est le réacteur à double flux.



On se trouve tout simplement en présence d'une forme d'hélice adaptée à des nombres de Mach plus élevés que l'hélice ordinaire et d'un réacteur où l'on a volontairement prélevé un peu plus d'énergie sur la turbine. On a ainsi réduit le flux qui avait un mauvais rendement de propulsion et créé un flux à rendement de propulsion plus élevé.

Nous approchons d'un turbopropulseur sonique.

Attention ! La notion de rendement de propulsion est indépendante de la manière dont le propulseur transforme l'énergie calorifique contenue dans le combustible en puissance mécanique. Le rendement de cette transformation concerne la thermodynamique que nous allons aborder maintenant.

Le tome III de cette collection ne concerne que le vol en subsonique, donc exclut le transsonique. Il ne traitera donc pas du réacteur qui, nous venons de le voir, est foncièrement inadapté à la propulsion d'un avion volant à des vitesses où l'hélice peut encore rendre des services.

A titre d'exemple, considérons un petit quadriplace de tourisme tel qu'il en existe beaucoup, de masse maximale 1 000 kg et développant une puissance de 160 CV au niveau de la mer, en atmosphère type. Son hélice a un diamètre de 1,88 m et il vole à 100 kt, soit environ 50 mètres par seconde.

Supposons que le tube de courant (voir Tome I) géant qui traverse l'hélice est cylindrique en amont et que la vitesse de pénétration dans ce tube est uniforme sur toute sa surface.

La surface du cercle balayé par l'hélice est de :

$$\pi \cdot r^2 = 2,8 \text{ m}^2$$

Le débit massique de l'air entrant dans le cercle de l'hélice, de surface S, est :

$$Q = \rho_o \cdot S \cdot V_1 = 170 \text{ kg/s}$$

Le poids de l'avion vaut :

$$m \cdot g = 9\,810 \text{ N}$$

Admettons que cet avion vole en un point de sa polaire où sa finesse est de 11, il lui faut donc pour se propulser une traction égale à :

$$T = m \cdot g / 11 = 892 \text{ N}$$

De combien l'hélice doit-elle accélérer le flux d'air qui la traverse pour obtenir ce débit ?

Sachant que $T = Q \cdot (V_2 - V_1)$, on peut écrire :

$$V_2 = (T + Q \cdot V_1) / Q = 55 \text{ m/s}$$

Il suffit donc d'augmenter la vitesse de la masse d'air rentrant dans l'hélice de 5 m/s pour obtenir la traction voulue. Nous pouvons donc présumer que le rendement de propulsion sera bon. En effet :

$$\eta = 2 V_1 / (V_1 + V_2) = 0,95$$

L'hélice est donc bien un dispositif qui accélère peu (5 m/s) un gros débit d'air (170 kg/s). Nous verrons que ce rendement de propulsion n'est valable que pour une hélice parfaite. Ce rendement de propulsion est la plus grande valeur que peut prendre le rendement de l'hélice. En réalité, l'hélice de cet avion travaille avec un rendement de 0,75.

Sur des considérations purement théoriques, on pourrait être tenté, pour augmenter le rendement de propulsion, de monter une hélice de plus grand diamètre sur cet avion. Elle brasserait un débit d'air encore plus grand qu'elle accélérerait moins.

En fait, le rendement théorique de propulsion étant déjà de 0,95, le gain ne pourrait être très élevé et une hélice de plus grand diamètre imposerait

des jambes de train plus longues, donc plus lourdes et ayant plus de traînée.

VII.2. Rappels de thermodynamique

Avant d'entreprendre la description du fonctionnement du moteur à explosion ou du turbopropulseur, il est indispensable de rappeler succinctement les fondements de la thermodynamique.

Cela va nous permettre d'accéder à la notion de rendement des moteurs aéronautiques actuels et de fait, à leur conduite optimale.

■ Le principe de l'équivalence

L'énoncé de ce principe est relativement complexe, nous le donnons dans un souci de rigueur.

« Lorsqu'un système échange avec le milieu extérieur de l'énergie mécanique et de la chaleur et qu'il retourne à son état initial, il existe une relation constante entre l'énergie mécanique dépensée et la chaleur produite, en tenant compte de sa température, de sa forme, de son volume, de son mouvement et de sa position ».

Un seul des deux sens de ce principe a toujours paru évident à l'humanité, il s'agit de la transformation du travail en chaleur.

Depuis que l'Homme a eu froid, il a appris à réchauffer ses mains à l'aide des calories dégagées par leur frottement mutuel.

Le physicien anglais Joule a quantifié cette correspondance du travail et de la chaleur en chauffant un calorimètre à l'aide de poids qui descendaient d'une hauteur connue en entraînant des palettes qui provoquaient un brassage violent de l'eau contenue dans la cuve de ce calorimètre.

Il suffisait ensuite de mesurer l'augmentation de température de l'eau et de la comparer à la hauteur de chute des poids.

Il a obtenu le résultat suivant : pour élever de 1 degré la température de un gramme d'eau, (par convention de 15° à 16°), il faut dépenser un travail d'un peu plus de 4,18 Joules.

Remarquons que ce travail correspond à un peu moins que la chute d'une masse d'un kilogramme de 50 centimètres de haut. Cette chute fait très mal si elle aboutit sur un pied, pourtant elle n'échauffe que d'un degré un seul gramme d'eau. L'eau a une formidable résistance aux variations de température. Cela explique en partie la vie à la surface de la Terre. Sans eau dans les mers, dans l'atmosphère et dans la composition des êtres vivants, les variations de température entre le jour et la nuit, entre l'hiver et l'été seraient telles que la vie serait impossible sur notre planète.

Dans l'énoncé du premier principe de la thermodynamique, il y a l'**équivalence**, c'est-à-dire la possibilité théorique d'effectuer la transformation inverse.

Cela n'était pas évident, à priori, car les manifestations naturelles de la transformation inverse sont rares et difficilement identifiables.

Rappelons que l'humanité, pendant des siècles, n'a disposé comme sources d'énergie, autres que l'esclave, que du boeuf, du cheval, de la chute d'eau et du vent (Cette dernière source d'énergie a quand même permis l'exploration de la planète). La machine à vapeur est une manifestation de cette équivalence.

■ ***Le deuxième principe de la thermodynamique***

Il est remarquable qu'il ne soit pas baptisé, car il est beaucoup plus difficile à appréhender que le premier principe.

Nous allons en donner plusieurs énoncés, car bien que « principe », c'est-à-dire vérité indémontrable résultant de l'observation et du bon sens et vérifiée par ses conséquences, il semble se présenter au physicien sous des formes variées.

Enoncé de Carnot, 1824 :

Il est impossible de transformer de la chaleur en travail sans disposer de deux sources de chaleur. La machine restituée (obligatoirement) à la source froide une partie de la chaleur empruntée à la source chaude.

Enoncé de Clausius, 1850 :

Il est impossible de faire passer de la chaleur d'un corps A à un corps B de température plus élevée, sans dépenser de l'énergie mécanique. Ou encore, la chaleur ne passe pas spontanément d'un corps froid à un corps chaud.

Enoncé de Boltzman, 1890 :

Un système évolue toujours d'un état peu probable à un état plus probable.

Enoncé de Paul Langevin et Jean Perrin, 1901 :

Lorsqu'un phénomène se produit spontanément, le phénomène inverse est extrêmement peu probable.

Comment se reconnaître dans ce fatras et en particulier comment expliquer que tous ces énoncés décrivent une particularité, nous devrions dire une tendance, de l'Univers ?

S'il y a tendance, il y a à l'état latent, une certaine irréversibilité de la nature.

Prenons un verre d'eau à 20° et un verre d'eau à 30°. Versons-les tous deux dans un récipient commun, bien calfeutré et attendons.

En très peu de temps, nous aurons de l'eau à environ 25° . Une sonde de température de très petites dimensions (afin de ne pas modifier, par sa présence, la température de l'eau) nous montrera même que la température ne sera pas exactement de 25° , mais sera rapidement quasiment constante dans le récipient.

Il existe malgré tout une certitude presque absolue : si nous tentons de reverser dans chacun des verres d'origine la moitié de l'eau contenue dans la cuve finale, nous n'obtiendrons jamais un verre à 20° et un verre à 30° . L'opération de mélange peut donc être qualifiée d'irréversible.

L'impossibilité d'opération inverse est exprimée dans l'énoncé de Clausius.

Cherchons une explication « mécanique » à cette irréversibilité.

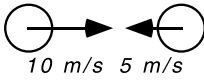
Modélisons provisoirement les molécules de l'eau sous forme de billes très petites et identiques et la température de cette eau sous la forme d'une relation avec la vitesse moyenne de ces billes en mouvement. Il y a des billes un peu plus rapides que les autres et d'autres un peu moins rapides, mais il existe une moyenne des vitesses qui pourra être reliée à la température.

La mécanique montre que si deux billes se percutent suivant une vitesse relative passant exactement par la ligne de leurs centres et si ces billes sont parfaitement élastiques, c'est-à-dire si le choc n'absorbe aucune énergie, les billes échangent leurs vitesses donc leurs énergies cinétiques.

L'énergie cinétique totale est donc inchangée.

Si deux billes se percutent de face, à des vitesses différentes, la plus rapide devient la plus lente et repart dans l'autre sens et inversement.

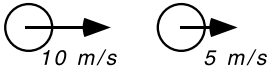
avant



après



avant



après

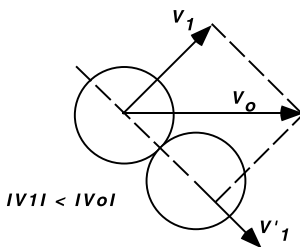


Si l'une des billes rattrape l'autre, le phénomène est identique. La plus lente devient la plus rapide et inversement. Les sens sont conservés.

La mécanique montre que si elles sont parfaitement élastiques, la vitesse relative normale des deux boules s'inverse : c'est la règle du rebond.

Supposons une des boules à l'arrêt, l'autre vient la percuter.

La conservation de la vitesse du centre de gravité des deux boules, ou bien le théorème des quantités de mouvement, montre, associée à la règle du rebond, que celle qui était à l'arrêt prend une vitesse égale à la vitesse relative normale initiale et la conservation de l'énergie cinétique totale implique que la vitesse de la bille la plus rapide a diminué.



v_0 vitesse initiale avant choc

v_1 vitesse première bille après choc

v'_1 vitesse deuxième bille après choc

Statistiquement, les chocs vont tendre à diminuer les vitesses des billes rapides et à augmenter les vitesses des plus lentes. En quelque sorte, pour qu'une bille se retrouve plus rapide après choc, il faudrait qu'elle soit rattrapée par une bille plus lente.

Ce qui est impossible...

En somme, si nous considérons un récipient contenant un liquide comme un ensemble de billes animées d'une agitation moléculaire, il apparaît que statistiquement, dès qu'une bille aura des velléités de se distinguer et d'aller plus vite que les autres elle sera ramenée inmanquablement dans le droit chemin, en d'autres termes dans le « magma moyen ».

C'est ce phénomène qui va assurer le mélange des deux verres d'eau. Très rapidement, les billes à 20 ° vont ralentir les billes à 30 ° et l'on voit mal, compte tenu de nos explications, comment il pourrait subsister des billes ayant la vitesse qui correspond à 30 °.

L'opération inverse est donc très peu probable. Il y a très peu de chances de voir subsister des billes ayant l'énergie cinétique correspondant à 30 ° dans le mélange. Donc, même si nous étions capables de trier les billes, nous ne pourrions effectuer l'opération inverse !

Cette tendance « à la moyenne » montre que l'énergie tend à se conserver en se « dégradant ». La nature n'aime pas les excès et tend à réduire les écarts microscopiques de l'énergie cinétique. Il faut donc dépenser du travail pour reconstituer les deux verres dans leur état initial.

Un transfert de chaleur, d'une source chaude à une source froide (il ne peut exister de transfert inverse d'après les énoncés de Clausius, Boltzman, Langevin et Perrin), présente donc un caractère d'irréversibilité et s'accompagne d'une dégradation de l'énergie d'autant plus forte que ce transfert s'effectue avec un gradient important de température.

Pour prélever de l'énergie dans une source chaude, il faut donc obligatoirement lui approcher une source de chaleur un peu plus froide. Ce prélèvement est irréversible et s'accompagne d'une « dégradation » de l'énergie.

Cette « dégradation » se manifeste par le fait que l'énergie ne peut plus être transformée intégralement en travail, une partie est restituée en fin de chaîne à la dernière source froide et de ce fait, il est impossible d'obtenir un rendement mécanique égal à l'unité : nous retombons sur l'énoncé de Carnot.

Si un peuple vivait sur une langue de terre bordée d'un côté par une mer chaude, de l'autre côté par une mer froide, il disposerait d'une énergie infinie. Néanmoins, la probabilité de trouver ce paradis est ridiculement faible : l'infinité du temps aura permis à la mer chaude de se refroidir à proximité de la mer froide.

Pour chiffrer le rendement d'une transformation de chaleur en travail, donc le rendement mécanique d'une machine thermique, Carnot a cherché à faire fonctionner théoriquement le meilleur moteur possible, à la fois concevable et accessible au calcul.

En somme, il était entendu dès le départ qu'un rendement égal à l'unité était, a priori, impossible. Mais quel objectif devait-on rechercher, industriellement, lors de la fabrication d'un moteur fonctionnant au charbon ou aux huiles de pétrole ?

Il est important de comprendre cette notion car très souvent, le rendement d'un moteur et parfois celui d'un réacteur d'avion est donné par rapport à ce maximum théorique et non plus par rapport au rendement que l'on obtiendrait si le deuxième principe de la thermodynamique n'existait pas !

VII.3. La propulsion atmosphérique

Le rendement global du système de propulsion des véhicules atmosphériques qui vont être étudiés dans ce tome tient compte des rendements partiels suivant :

Rendement de propulsion intrinsèque à l'hélice qui communique de l'énergie résiduelle à la masse d'air qui la traverse en plus d'en communiquer, heureusement, à l'avion.

Rendement de la transformation passant de la combustion du carburant à la puissance mécanique communiquée à l'arbre supportant l'hélice. Ce rendement inclut le rendement théorique thermodynamique, que nous venons d'étudier et les pertes liées à la technologie du moteur, que nous allons décrire.

Le rendement propre de l'hélice qui, nous le verrons, est le rapport de la puissance effectivement fournie à l'avion à la puissance absorbée sur son arbre d'entraînement englobe le rendement de propulsion.

Auparavant, étudions le fonctionnement « pratique » du moteur, de l'hélice puis de l'association du moteur et de l'hélice.

VII.4. L'hélice

L'objectif de l'hélice est de prélever de la puissance mécanique sur l'arbre de sortie du moteur, donc implicitement de le faire travailler dans des conditions optimales du point de vue de la puissance délivrée et ensuite de transférer cette puissance mécanique dans le débit d'air traversant la surface de propulsion associée à l'avion afin de lui communiquer une vitesse de sortie supérieure à la vitesse d'entrée.

La puissance fournie à l'avion dans ces conditions est le produit de la traction de l'hélice par la vitesse aérodynamique.

■ Généralités

Depuis Clément Ader et les frères Wright jusqu'à l'apparition du premier avion à turboréacteur, les avions ont utilisé, à de rares exceptions près, une hélice pour permettre à l'énergie mécanique disponible sur l'arbre d'un moteur de les propulser, c'est-à-dire de les faire avancer dans l'atmosphère malgré la traînée inhérente au mouvement.

Nous venons de voir, en étudiant le rendement de propulsion, que l'hélice a largement contribué aux premières réussites de l'Aviation en fournissant aux expérimentateurs de l'époque un « transformateur de puissance » de rendement relativement élevé.

En l'absence de cette particularité de l'hélice, l'Aviation à moteur n'aurait peut-être vu le jour que beaucoup plus tard car les premiers moteurs ne fournissaient qu'une puissance minime.

De nos jours, s'il apparaît indispensable de voler en subsonique élevé, voire en supersonique lors d'une traversée transocéanique, il est regrettable de voir trop souvent des avions transsoniques utilisés sur des trajets où la durée de transport entre la Ville et l'Aéroport est largement supérieure à la durée du vol, l'utilisation d'avions à hélices bien conçus n'amenant qu'un accroissement relativement faible de cette durée.

L'objectif de notre étude de l'hélice est le suivant :

Nous allons nous efforcer d'obtenir l'allure d'un diagramme de l'hélice avec des coordonnées identiques à celles qui seront utilisées pour caractériser la puissance fournie par les moteurs.

Le « montage » de l'hélice sur l'arbre du moteur consistera alors tout simplement à superposer leurs diagrammes respectifs et à rechercher sur cette superposition les points où la puissance nécessaire à l'entraînement de l'hélice, avec un couple et un régime bien définis, est exactement

la puissance fournie par le moteur avec ce même couple et ce même régime.

La stabilité de ce couplage sera évoquée à chaque occasion.

■ **Approche succincte de la théorie de fonctionnement**

◇ *Particularité fondamentale de l'hélice*

Il existe malheureusement de nombreux ouvrages qui commencent la théorie du fonctionnement de l'hélice par la présentation d'un profil de tranche de pale et de sa polaire, l'introduction de la rotation de la pale, de la vitesse d'avancement de l'avion, de l'incidence locale de la tranche puis finalement de la portance et de la traînée de cette même tranche. Suit une décomposition de cette portance et de cette traînée selon la vitesse air pour calculer une traction et dans le plan de rotation pour calculer le couple d'entraînement de cette hélice.

Toutes ces présentations ne tiennent pas compte d'un phénomène capital.

Lors de la rotation de l'hélice, de nombreux tourbillons sont créés, non seulement en bouts de pales, mais également le long des bords de fuite des pales.

Ces tourbillons, comme expliqué dans le tome I, génèrent la portance de la pale, donc la traction.

Une aile d'avion n'est soumise, en principe, qu'au tourbillon de Prandtl auquel il faut ajouter un tourbillon « libre », souvent appelé **marginal**, qui s'échappe lors de toutes les discontinuités de la répartition de portance (par exemple à l'extrémité de l'aile).

La pale d'hélice baigne donc dans de véritables nappes de tourbillons générés par elle-même et également par les autres pales !

Expliquons ce phénomène :

Considérons une hélice tripale tournant à 2 400 tours par minute et montée sur un avion avançant à environ 200 kt, soit 100 m/s.

Elle tourne à 40 tours par seconde. Pendant un tour l'avion a donc parcouru :

$$100 / 40 = 2,5 \text{ m}$$

Ce chiffre définit ce que l'on nomme **l'avance par tour**.

Cela signifie qu'une pale repasse $2,5 / 3 = 0,83$ m, soit 83 centimètres devant le sillage de la pale précédente.

Elle passe également à 166 centimètres devant la pale qui la précédait de deux fois et évidemment à 250 centimètres devant son propre sillage. Et ainsi de suite.

On s'aperçoit qu'une pale est en fait soumise à une véritable nappe de tourbillons et que le calcul de l'incidence locale d'une tranche de pale doit tenir compte de toute cette nappe pour être exact.

Un calcul approché peut être effectué par utilisation de la « théorie tourbillonnaire de l'hélice », figurant dans tout bon traité d'aérodynamique théorique. Toute présentation simple utilisant une composition de vitesses pour déterminer une incidence locale d'une tranche de pale en vue de déterminer la résultante aérodynamique exercée sur cette tranche n'est qu'une approximation.

Nous utiliserons une telle composition dans le but de déterminer la direction d'arrivée du flux « infini amont » sur une pale, en gardant bien à l'esprit qu'il ne s'agit que d'une approximation.

Nous allons utiliser la composition des vitesses relatives dues à la rotation de la pale et à l'avancement de l'avion pour faire comprendre le paradoxe de l'hélice qui est un dispositif se condamnant lui-même : en effet, plus l'hélice fait avancer l'avion qu'elle doit tirer, plus elle s'interdit de le tirer.

◇ *Composition des vitesses sur une pale d'hélice*

Définitions préalables :

L'**axe de rotation** est l'axe de l'arbre de sortie du moteur.

Le **plan de rotation** est le plan orthogonal à l'axe de rotation et passant, par exemple, par le centre de l'ancrage des pales sur le moyeu.

Le **profil de référence** de la pale est la section de la pale passant par un plan orthogonal à l'axe de la pale et situé à une distance bien définie de l'axe de rotation, par exemple 0,7 fois le rayon de l'hélice.

La **corde de référence de la pale** est la corde de référence de ce profil de référence (en général droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite de la section de référence).

Le **calage de l'hélice** est l'angle entre la corde de référence de la pale et le plan de rotation. Le calage est un angle.

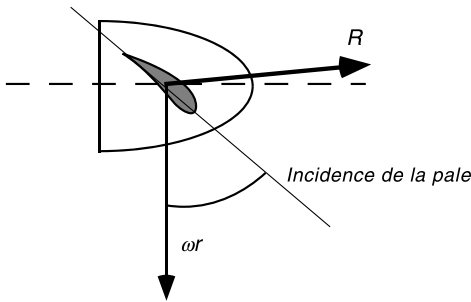
Le **pas de l'hélice** est une notion ancienne. C'est le chemin longitudinal qui serait effectué par la corde de référence lorsque l'hélice tourne d'un tour et si cette corde de référence avançait sans glisser dans un solide, comme un pas de vis. Autrefois on avait parfois – à tort – défini le rendement de

l'hélice comme le rapport de l'avance par tour effective au pas. Le pas est une longueur.

Le **calage** est très souvent nommé **pas**. Il convient de ne pas confondre les deux notions.

Nous verrons que le calage peut-être variable. Supposons-le fixe dans un premier temps.

Considérons d'abord le profil de référence de la pale observé dans le prolongement de celle-ci :



Lorsque l'hélice tourne, à l'arrêt (au banc d'essai ou au parking), le calage se comporte comme une incidence (comme une incidence infini-amont et non comme une incidence locale : la pale porte, donc génère un tourbillon de Prandtl, même au point fixe).

En conséquence, la pale sustente et traîne. Dans le cas particulier du point fixe, la portance de la pale donne une traction et le moment de la traînée de la pale sur l'axe de rotation doit être équilibré par le couple de sortie du moteur.

Apparaît alors un petit paradoxe. Le moteur étant au banc, l'hélice absorberait de la puissance et ne donnerait en « sortie » qu'une puissance

nulle, puisque la puissance fournie à l'avion est, rappelons-le, le produit de la traction par la vitesse d'avancement.

Cela est exact : le rendement de l'hélice est nul à vitesse d'avancement nulle, donc aussi la puissance fournie à l'avion, bien que l'atmosphère en absorbe une partie (nous sentons du vent derrière l'avion).

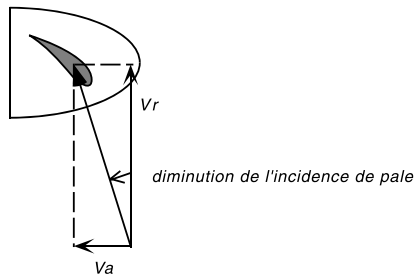
Si nous relâchons le frein de parking l'avion avance. Une vitesse aérodynamique apparaît et se compose avec la vitesse qui résulte de la rotation.

Appelons V_r la vitesse relative de l'air (par rapport au profil de référence) résultant de la rotation de la pale et V_a la vitesse relative de l'air résultant de la vitesse d'avancement de l'avion dans la masse d'air.

La composition de ces deux vitesses nous donne la vitesse de l'écoulement infini-amont au niveau du profil de référence de la pale et permet d'en définir l'incidence.

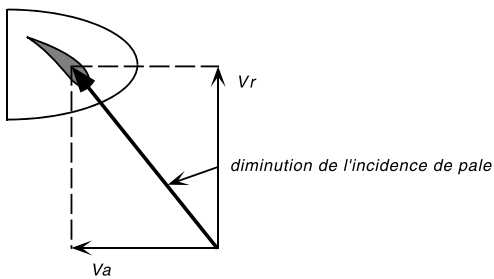
Cette incidence, définie au niveau d'un profil de référence arbitraire, ne représente absolument pas l'incidence des autres sections de la pale. Nous allons voir plus loin que la pale doit être vrillée et que ce vrillage n'est optimal que dans un domaine de fonctionnement restreint.

L'incidence de pale est donc définie arbitrairement comme l'angle entre la corde de référence de la section de référence et la vitesse relative résultant de la composition que nous venons de définir, toujours dans ce plan de référence.



Nous venons de dessiner volontairement un cas où la vitesse relative due à l'avancement est faible devant la vitesse due à la rotation.

Considérons le cas suivant :

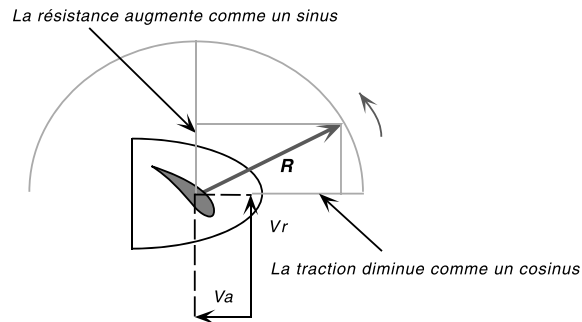


On suppose le régime de rotation identique, la vitesse relative V_r résultante de la rotation est la même, mais la vitesse d'avancement est beaucoup plus grande.

L'incidence de pale a fortement diminué. Cela explique le phénomène que nous avons évoqué plus haut : l'hélice est un dispositif qui se condamne lui-même. Lorsqu'elle communique de la vitesse à l'avion, elle provoque sur elle-même une décroissance de l'incidence infini-amont sur ses pales.

Un autre phénomène se manifeste, affectant également les performances de l'hélice.

Lorsque l'incidence de référence de la pale diminue, la portance « de référence », qui pouvait être considérée comme alignée exactement avec l'arbre moteur au point fixe – puisque perpendiculaire à la vitesse relative due à la rotation – se couche vers l'arrière et sa composante en « traction pure » diminue lentement comme un cosinus. Il apparaît une composante de résistance à la rotation qui augmente comme un sinus.



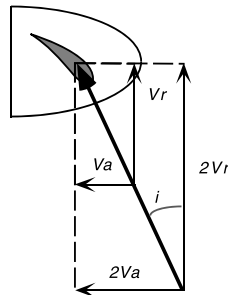
Modéliser le fonctionnement de l'hélice compte tenu de l'évolution prévisible de l'incidence de pale sans tenir compte des tourbillons serait une erreur. Une pale évolue dans la turbulence de sillage des autres pales... et dans son propre sillage.

La description des performances de l'hélice semble donc assez complexe.

En effet, l'incidence de pale dépend à la fois du régime de rotation et de la vitesse d'avancement. Si nous souhaitons connaître son fonctionnement, pour toutes les valeurs que peuvent prendre ces deux paramètres indépendamment l'un de l'autre, le nombre de points de fonctionnement à décrire risque fort d'être énorme.

Heureusement, les constructeurs d'hélices, ou **héliciers**, ont résolu élégamment le problème. Prenons une hélice tournant à un régime donné et avançant à une vitesse donnée. L'incidence de pale est, dans ces conditions, parfaitement définie.

Le régime se manifeste par une vitesse relative V_r , issue de la rotation et la vitesse d'avancement par une vitesse relative V_a , opposée à la vitesse air de l'avion.



Supposons que le régime devienne deux fois plus élevé et simultanément que la vitesse d'avancement devienne deux fois plus forte. La figure nous montre que la composition de $2V_r$ avec $2V_a$ conduit exactement à la même incidence de pale.

Cela reste vrai tant que le rapport de V_r à V_a est constant. Il en résulte que les caractéristiques aérodynamiques intrinsèques de l'écoulement autour de l'hélice varient peu lorsque le rapport V / N (rapport de la vitesse air de l'avion au régime de rotation exprimé en tours par minute) conserve la même valeur.

Cette particularité conduit à définir une variable sans dimension que les héliciers ont choisi d'appeler γ .

$$\gamma = V / (N \cdot D)$$

C'est le rapport de la vitesse air de l'avion au produit du régime par le diamètre. Une longueur de référence figurant en dénominateur, indispensable pour que g soit sans dimension, a été choisie arbitrairement égale au diamètre de l'hélice.

Puis ces héliciers (les fabricants d'hélices) ont émis l'hypothèse suivante : tant que l'on n'approcherait pas trop du transsonique en bout de pale, certains paramètres caractéristiques du fonctionnement de cette hélice pourraient s'exprimer en fonction de cette variable unique sans dimension.

Avant de détailler ces paramètres, nous allons donner un aspect « matériel » à notre variable sans dimension et nous montrerons que γ est le paramètre de base définissant un point de fonctionnement de l'hélice.

En effet, le produit $N.D$ représente la **vitesse périphérique** du bout de pale, à π près et à $1/60$ près (car le régime est exprimé en tours par minute et qu'il faut passer au nombre de tours par seconde).

Le rapport γ est donc, à un facteur $60/\pi$ près, le rapport de la vitesse d'avancement de l'avion à la vitesse du bout de pale résultant de la rotation, c'est donc la tangente de la décroissance de l'incidence de pale due à la vitesse d'avancement de l'avion.

En effet, l'angle « i », représenté sur la figure ci-dessus, représente bien la différence entre l'incidence initiale du profil de pale (au point fixe, elle est confondue avec V_r) et l'incidence obtenue avec une vitesse d'avancement V_a . Sa tangente vaut, en utilisant les notations de la figure, $\tan(i) = V_a/V_r$. On retrouve bien γ , puisque $N.D$ est proportionnel à V_r .

Donc, au signe près, à une constante près et pour les petits angles, γ traduit l'évolution de l'incidence de pale avec la vitesse.

Résumons : γ est, à une constante près, la décroissance de l'incidence de pale qui a pour valeur initiale, au point fixe, le calage et qui décroît lorsque l'avion prend de la vitesse.

γ est donc caractéristique du « point de polaire » de la pale, bien que pour une hélice, on utilise une autre courbe que la polaire, c'est le diagramme de Eiffel-Rith.

◇ *Diagramme d'Eiffel-Rith*

A partir du paramètre sans dimension γ , les aérodynamiciens ont défini deux variables, sans dimension également, qui caractérisent complètement le fonctionnement de l'hélice dans tout son domaine, transsonique en bout de pale excepté.

La première est le **coefficient réduit de traction** qui s'écrit :

$$\tau = T / \rho_o \cdot \sigma \cdot N^2 \cdot D^4$$

T est la traction de l'hélice, ρ_o est la masse spécifique de l'air en atmosphère type, σ est la densité relative de la masse d'air où évolue l'hélice, N est le régime de rotation et D le diamètre de l'hélice.

Cette première variable quantifie donc ce que fournit l'hélice à l'avion.

La seconde est le **coefficient réduit de puissance** qui s'écrit, P étant la puissance absorbée par l'hélice :

$$\kappa = P / \rho_o \cdot \sigma \cdot N^3 \cdot D^5$$

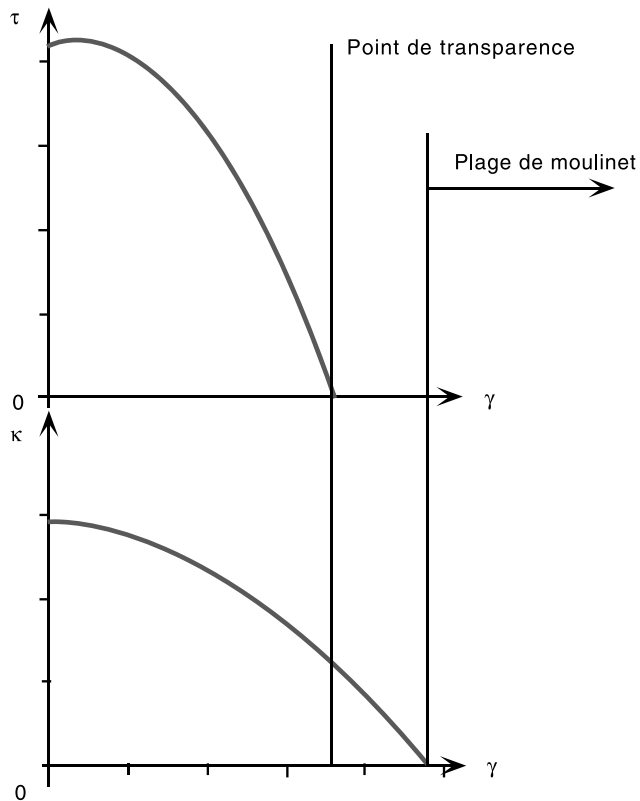
Cette seconde variable quantifie la puissance qu'il faut fournir à l'hélice pour l'entraîner en rotation.

Ces deux variables sont sans dimension. Elles ne doivent pas effrayer par leur complexité, nous verrons que leur utilisation est simple. Ces

variables réduites « réduisent » le nombre de courbes nécessaires à une présentation complète du fonctionnement. Voici l'allure de ces deux variables lorsque nous partons du point fixe et que nous faisons croître la vitesse d'avancement de l'hélice.

Remarque importante : La mesure de l'évolution de ces variables est supposée effectuée dans une soufflerie d'un centre d'essais de propulseurs mais peut être effectuée en vol, les grandes valeurs de γ étant atteintes en piqué prononcé. Dans ces conditions, l'hélice ne tire plus l'avion, elle le freine.

Chaque point caractéristique de la courbe est expliqué en détail dans le paragraphe qui suit.



Première courbe : coefficient réduit de traction.

La traction de l'hélice, pour un régime donné non nul, est la plus forte au point fixe. Nous avons vu que ce point correspond à une incidence de pale égale au calage.

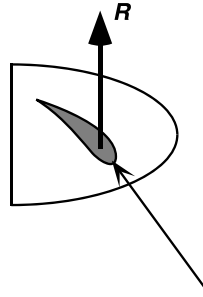
Pour un régime de rotation donné et maintenu constant, une augmentation de la vitesse d'avancement conduit à un accroissement de γ entraînant une diminution de τ .

L'augmentation du régime de rotation conduit à une augmentation de la traction par décroissance du paramètre γ et accroissement de la variable τ .

En maintenant par action sur la manette des gaz le régime N constant, toute augmentation de la vitesse air, obtenue par exemple en piquant, se traduit par une diminution de la traction exercée par l'hélice : γ augmente, τ décroît.

Si nous augmentons le régime de rotation, en poussant la manette des gaz, mais en interdisant à l'avion toute accélération (en le faisant monter par exemple), la traction exercée par l'hélice augmente : γ décroît, τ augmente.

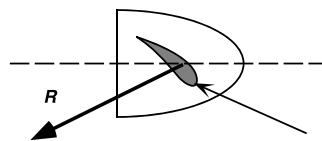
Lorsque γ continue à croître, la traction diminue, puis s'annule. L'intersection de la courbe avec l'axe des γ correspond à une incidence de pale très faible, la vitesse relative se situe très près de la corde de référence de la pale, donnant une résultante globale, qui se situe dans le plan de rotation de celle-ci.



L'hélice ne tire plus : τ est nul. Mais il faut encore lui fournir de la puissance pour l'entraîner. Ce point particulier de fonctionnement s'appelle la **transparence**, elle correspond à une valeur de γ .

La puissance de transparence peut être relativement importante. L'observation de la courbe, page 42, montre que le moteur doit vaincre un résidu de portance de pale et non une traînée seule. Or nous avons vu au premier tome que les portances sont presque toujours beaucoup plus grandes que les traînées.

Pour toutes les valeurs de γ supérieures, la traction est négative, c'est-à-dire que l'hélice freine l'avion sur lequel elle est montée.



*La composante de R dans le plan de rotation entraîne l'hélice, $P < 0$.
La composante freinant l'avion peut être énorme !*

Deuxième courbe : coefficient réduit de puissance

Rappelons qu'il s'agit de la puissance absorbée par l'hélice, c'est-à-dire la puissance que doit fournir le moteur pour l'entraîner en rotation.

Comme pour la traction, la puissance nécessaire à l'entraînement de l'hélice est la plus grande au point fixe, pour un régime donné. Elle décroît

lorsque la vitesse d'avancement augmente. Cela provient également de la décroissance de l'incidence de pale lorsque la vitesse d'avancement augmente.

A la valeur de γ correspondant à la transparence, la puissance absorbée n'est pas nulle. Pour cette valeur de γ , le coefficient τ passe à zéro mais le coefficient κ a encore une valeur positive.

Lorsque γ continue à croître, soit par augmentation de V à N constant soit par diminution de N à V constante, le coefficient κ devient nul, puis négatif.

La valeur de γ donnant $\kappa = 0$ correspond au passage à ce que l'on nomme le **régime de moulinet**.

Le régime de moulinet est une plage de valeurs de γ débutant à la valeur de γ correspondant à $\kappa = 0$ et s'étendant vers les valeurs supérieures.

Dans cette plage, l'hélice ne demande plus de puissance sur son arbre pour être entraînée au régime de rotation N , mais au contraire doit en fournir à cet arbre.

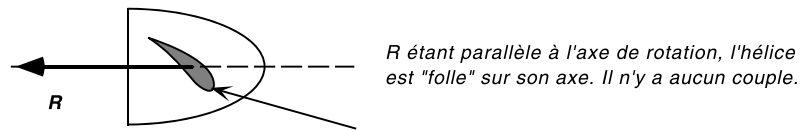
Sa rotation ne prend la valeur correspondante à γ que si un **couple de freinage** lui est appliqué, c'est-à-dire si elle entraîne quelque chose. La puissance fournie par l'hélice est alors égale au produit de ce couple de freinage par le régime de rotation.

Si nous la libérons en rotation, c'est-à-dire si nous ne lui appliquons aucun couple, ni moteur ni frein sur son arbre, elle va s'emballer, son régime de rotation va augmenter, faisant décroître à vitesse d'avancement maintenue constante la valeur du paramètre γ . Dans ces conditions, la puissance absorbée est nulle et l'hélice « libre » va automatiquement venir placer la valeur de γ au point correspondant à la valeur nulle de κ , c'est-à-dire à la limite de la zone de moulinet.

Une hélice folle sur son axe ne s'emballe pas indéfiniment.

De plus, une hélice folle (à κ nul) conduit encore à une traînée importante : τ est fortement négatif. La libération d'une hélice sur son axe ne peut en aucune manière être considérée comme un moyen de diminuer le freinage : le passage en drapeau (configuration du calage de l'hélice pour laquelle la traînée est minimale) est une nécessité fondamentale.

Ce fonctionnement correspondrait, si nous pouvions définir la résultante de pale, à la figure suivante, où cette résultante est exactement parallèle à l'axe de rotation.



Pour les valeurs de γ correspondant au fonctionnement en moulinet le coefficient de traction peut prendre des valeurs négatives très grandes.

Cela est dû au fait que la force qu'oppose alors l'hélice à l'avancement de l'avion n'est pas due à une résistance aérodynamique de ses pales mais à une « portance inverse » qui est souvent largement supérieure à une traînée.

La dernière figure montre que la portance inverse devient très importante lorsque l'incidence de pale devient très négative.

Cette résistance à l'avancement est souvent comparée à la traînée d'un disque plein de même surface que l'hélice. Les portances sont au moins dix fois plus grandes que les traînées, donc si nous multiplions par dix le nombre de pales, nous nous approchons du disque plein...

Dans le même ordre d'idée, lorsqu'un hélicoptère descend en autorotation, sa vitesse verticale est beaucoup moins importante que s'il était suspendu à un parachute de surface équivalente à la somme des surfaces des pales de son rotor.

Les portances sont, répétons-le, beaucoup plus grandes que les traînées !

C'est peut-être cette formidable force vers l'arrière de l'écoulement, liée aux grandes vitesses et donnant de fortes valeurs au paramètre γ , qui est à l'origine d'une vieille berceuse de notre pays :

« Meunier tu dors...
 ton moulin va trop vite,
 meunier tu dors...
 ton moulin va trop fort ! »

car si la tempête approche, il vaut mieux réduire la toile sur ses ailes du moulin. Le danger ne réside pas dans un sur-régime de rotation des ailes du moulin mais dans un basculement vers l'arrière du vent de l'édifice du moulin lui-même.

Cela résulte de la forme des courbes représentant τ et κ en fonction de γ .

◇ *Rendement et adaptation de l'hélice*

Les deux courbes présentées permettent d'accéder aisément au **rendement** de l'hélice : c'est le rapport de la puissance mécanique fournie à l'avion à la puissance mécanique absorbée par l'hélice sur son arbre.

La courbe τ de γ permet de déterminer la traction de l'hélice en tous ses points de fonctionnement (donc la puissance fournie à l'avion par multiplication par la vitesse air), tandis que la courbe κ de γ permet de déterminer la puissance absorbée.

Le rendement dépend donc de γ et de V . Ce rendement est nul à $V = 0$ (au point fixe) et s'annule pour la transparence, puisqu'alors la traction est nulle.

Ce rendement présente donc un maximum entre le point fixe et la transparence... mais où ?

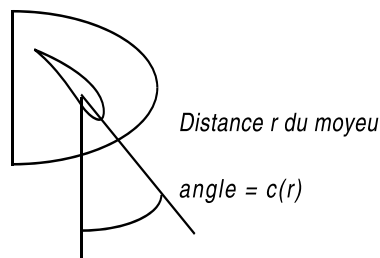
En fait, là où on le désire. Un bon avionneur impose au motoriste de travailler avec l'hélicier pour que l'ensemble travaille avec le meilleur rendement au point de vol où le moteur et l'hélice ont été adaptés ; la plupart du temps au point de croisière « courante » de l'avion.

Le meilleur rendement de l'hélice est obtenu dans des conditions de vol où toutes les « tranches » de cette hélice – caractérisées par un calage propre – travaillent chacune dans des conditions aérodynamiques optimales.

Chaque tranche, définie par sa distance au moyeu, doit « tirer » l'avion le plus possible et s'opposer le moins possible à la rotation.

L'incidence locale de chaque tranche doit donc être voisine de l'incidence de finesse maximum.

Reprenons la figure de base de l'hélice, dessinée cette fois pour une section quelconque à une distance r du moyeu.



Cette section est construite avec un calage initial propre que nous appellerons $c(r)$. Au point fixe – en faisant abstraction des tourbillons – l'incidence locale de cette tranche serait donc $c(r)$.

Lorsque la vitesse d'avancement V_a s'accroît, l'incidence locale diminue de $V_a / r.\omega$, ω étant la vitesse de rotation en radians par seconde. L'incidence locale vaut donc approximativement, pour les petits angles :

$$\alpha_{\text{locale}} = c(r) - V_a / r.\omega$$

Pour que l'incidence locale de l'hélice reste définie et constante le long de l'envergure de pale (par exemple, proche de la finesse maximum du profil), il faut imposer au calage initial, fonction de la distance r au moyeu, une loi telle que pour une vitesse d'avancement V_a et un régime de rotation ω nous ayons :

$$\alpha_{\text{locale}} = c(r) - V_a / r.\omega = \text{constante}$$

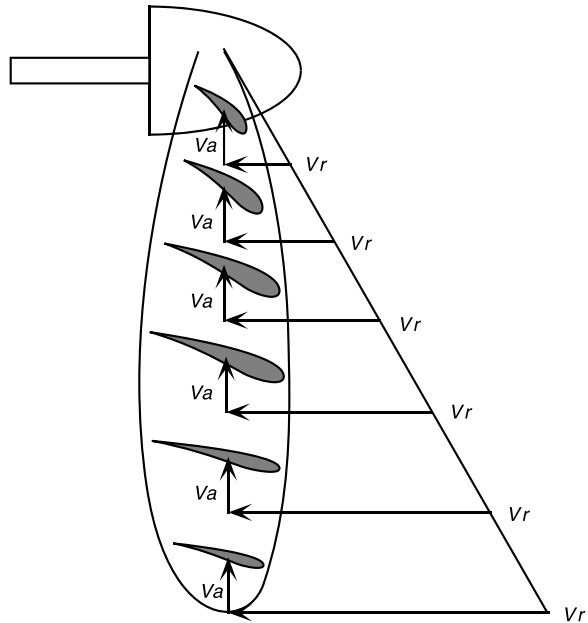
ou encore :

$$c(r) = \text{constante} + V_a / r.\omega$$

Cette règle de construction impose de vriller la pale de telle manière que le calage diminue lorsque l'on se déplace du moyeu vers le bout de pale ($V_a / r.\omega$ diminue lorsque r augmente).

La figure suivante montre parfaitement comment cette décroissance de calage permet de faire travailler chaque tranche à incidence constante, pour une seule valeur du rapport V / ω .

Une hélice est donc « adaptée » pour une valeur bien définie de γ (puisque V / ω est proportionnel à γ).



Rabattement de 90° du plan de composition des vitesses V_a et V_r , illustrant le vrillage

Décrivons deux points particuliers.

Si l'hélice ne devait travailler qu'au point fixe, un calage presque constant en envergure et proche de la finesse maximum du profil ferait l'affaire : au point fixe, le calage est égal à l'incidence.

Au point fixe toujours, la partie centrale d'une hélice vrillée travaille près du décrochage et peut être même bien au delà : seuls les bouts de pales tirent.

En approchant de la transparence, l'hélice avance trop vite compte tenu de son régime (ou tourne trop lentement compte tenu de sa vitesse).

Les bouts de pales sont alors nettement « en inversion de traction » tandis que l'implanture de pale fonctionne encore en traction positive : seuls les pieds de pales tirent.

Nous pouvons donc supposer, par continuité, qu'il existe bien une valeur de γ comprise entre ces deux extrêmes et qui correspond à un fonctionnement correct tout le long de l'envergure de la pale : toutes les tranches tirent.

Le rendement se détermine à l'aide de deux courbes $\tau(\gamma)$ et $\chi(\gamma)$ mais il a été ajusté par le constructeur à une valeur particulière de γ , appelée point d'adaptation de l'hélice.

Nous le verrons plus loin, lors de la présentation d'une hélice réelle, le rendement ne dépend, lui aussi, que de γ .

Le pilote n'a pas d'action directe sur ce point d'adaptation. Le dispositif de variation de calage ne le permet en aucune façon : le fait de modifier le calage conduit, pour la valeur de γ que nous venons de définir, à une incidence de pale constante le long de la pale qui n'est plus l'incidence optimale du profil.

Elle est « décalée » (comme le mot est bien choisi !) d'un angle égal à la variation du calage.

Remarques :

L'hélice parfaite disposerait d'un calage variable et d'un vrillage variable.

La théorie du rendement de propulsion nous a montré qu'il était préférable de « brasser » lentement beaucoup d'air que l'inverse.

Il vaut donc mieux disposer, pour une même puissance sur l'arbre, d'une hélice de grand diamètre tournant à un régime faible qu'une hélice de petit diamètre tournant à régime élevé.

Mais le moteur acceptera-t-il de fournir un couple élevé à bas régime ?

Il est possible d'obtenir un bon rendement sans réducteur. Les hélices de diamètre inférieur à 2 mètres peuvent absorber des puissances inférieures à 300 CV. Pour les avions plus « gros » cela n'est plus possible. Au delà de 300 ou de 400 CV et avec des hélices de plus de 3 mètres de diamètre, il n'existe pas de moteurs pouvant donner de la puissance sans faire passer les bouts de pale en écoulement sonique.

Il en résulte que les gros motopropulseurs et, *a fortiori*, les turbopropulseurs, sont tous munis d'un réducteur.

Le nombre de pales optimum n'est souvent pas respecté. Cela est dû au fait que l'hélice bipale est tellement plus facile à construire et meilleure marché que ses concurrentes, que l'on préfère souvent sacrifier le rendement pur à ces derniers critères.

Un rendement d'hélice élevé est favorable du point de vue des nuisances sonores : tout ce qui se passe en énergie fournie à l'avion n'est pas comptabilisé dans les décibels.

Pour finir, donnons quelques valeurs du rendement. Un hélice d'avion de transport commercial à turbopropulseurs peut fonctionner au point d'adaptation (en croisière), avec un rendement pouvant dépasser 0,8.

Sur un avion léger bien motorisé, muni d'un hélice bipale à calage fixe, il peut descendre à moins de 0,3 en fin de décollage. Il est encore plus faible pendant la course d'accélération et ne devient convenable qu'au point d'adaptation, en croisière.

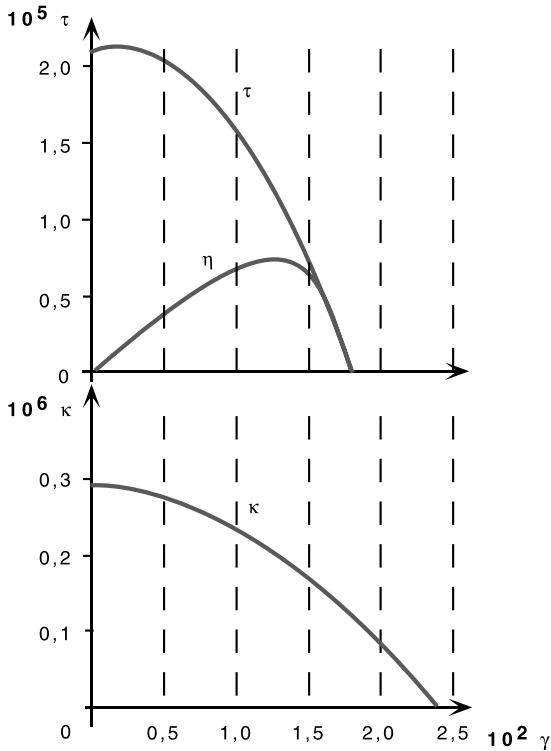
■ **Application à une hélice réelle**

Nous allons appliquer ce que nous venons de décrire à une hélice réellement existante.

◇ Rendement

Nous allons considérer l'hélice du quadriplace de tourisme déjà évoqué lors de l'explication du rendement de propulsion. Ce rendement de propulsion ne peut représenter qu'une valeur maximum du rendement d'hélice.

Ce quadriplace de tourisme américain est muni d'un motopropulseur d'une puissance nominale de 162 CV. La figure suivante représente le diagramme de Eiffel-Rith caractérisant son hélice.



Nous avons ajouté la courbe donnant le rendement en fonction de γ . On remarque que le rendement est à vitesse nulle et à la transparence.

Il est nul à vitesse nulle, nous l'avons déjà expliqué, parce qu'à cette vitesse la puissance fournie à l'avion est nulle. Il est nul à la transparence parce qu'en ce point la traction est nulle.

Il n'y a qu'un seul maximum entre les deux zéros de ce rendement. Il ne dépend que de γ , comme l'étude du vrillage le laisser prévoir. Démontrons-le.

Le rendement de l'hélice englobe le rendement de propulsion. Il est le rapport de la puissance fournie par l'hélice à l'avion à la puissance reçue par l'hélice sur son arbre.

D'après la définition du paramètre réduit τ , la traction de l'hélice a pour valeur :

$$T = \tau \cdot \rho \cdot \sigma \cdot N^2 \cdot D^4$$

La puissance fournie par l'hélice à l'avion est donc le produit de cette traction par la vitesse aérodynamique V :

$$P = \tau \cdot \rho \cdot \sigma \cdot N^3 \cdot D^5 \cdot V$$

La puissance reçue par l'hélice, d'après la définition de κ , a pour valeur :

$$P = \kappa \cdot \rho \cdot \sigma \cdot N^3 \cdot D^5$$

Le rapport de ces deux puissances a pour valeur :

$$n = \tau \cdot V / \kappa \cdot N \cdot D$$

Comme τ et κ ne dépendent séparément que de γ et que $V / N \cdot D$ est le paramètre γ lui-même, le rendement ne dépend que de γ . Cela confirme

ce que nous avons prévu lors de l'étude du vrillage : l'hélice possède un point d'adaptation pour une valeur bien définie de γ , donc de la forme de l'écoulement aérodynamique autour de ses pales.

Heureusement pour l'aéronautique, ce rendement passe par un maximum et, de plus comme disent les mathématiciens « un extremum est stationnaire » : ce rendement reste donc voisin de son maximum pour une variation assez large de γ autour de la valeur optimale. Nous pouvons lire sur la courbe que ce rendement est excellent pour une valeur de γ de l'ordre de $1,25 \cdot 10^{-2}$.

Quel est le point de fonctionnement correspondant ?

Le diamètre de l'hélice étant de 1,88 m, le rapport V/N correspondant a pour valeur :

$$V/N = 1,25 \cdot 10^{-2} \cdot 1,88 = 2,35 \cdot 10^{-2}$$

Le vrillage de l'hélice de ce quadriplace est donc adapté à un rapport V/N de $2,35 \cdot 10^{-2}$. Supposons que l'avion avance à 55 m/s, soit à peu près 105 kt, quel sera le régime d'adaptation ?

$$N = 55 / 2,35 \cdot 10^{-2} = 2\,340 \text{ t/min}$$

Il est parfaitement visible sur la courbe que le rendement reste excellent pour des valeurs de γ comprises entre 1,1 et $1,4 \cdot 10^{-2}$.

Remarque importante : le point que nous avons considéré ici à titre d'exemple n'est pas forcément un point où le vol de l'avion est stabilisé.

◇ *Utilisation pratique du diagramme de Eif fel-Rith*

Premier exemple : la croisière

La plage des valeurs de γ donnant un rendement voisin du maximum correspond, pour 55 m/s, à une gamme de régimes de rotation allant de 2 100 à 2 600 t/min.

Considérons un point particulier de fonctionnement, $\gamma = 1,25 \cdot 10^{-2}$ par exemple (il n'y a pas d'unité car la variable est sans dimension).

Quelle est la traction de l'hélice en ce point, en conditions de l'atmosphère type au niveau de la mer ?

D'abord, si $\gamma = 1,25 \cdot 10^{-2}$ à 55 m/s, $N = V / D$ a pour valeur :

$$N = 55 / 1,88 \cdot 1,25 \cdot 10^{-2} = 2\,340 \text{ t/min}$$

La valeur de τ correspondante, mesurée sur la courbe $\tau(\gamma)$, est environ $1,2 \cdot 10^{-5}$. D'où la traction de l'hélice, calculée d'après la définition de la variable réduite τ :

$$T = 1,2 \cdot 10^{-5} \cdot 1,225 \cdot 2\,340^2 \cdot 1,88^4 = 1\,005 \text{ newtons}$$

C'est sensiblement ce qui est nécessaire pour faire avancer un avion de 1 055 kg, donc pesant 10 350 N, ayant une finesse voisine de 10.

Pour finir, quelle est la puissance nécessaire sur l'arbre pour entraîner l'hélice ?

La seconde variable sans dimension du diagramme nous donne pour κ une valeur très légèrement supérieure à $0,2 \cdot 10^{-6}$.

De la définition de cette variable réduite, nous tirons la puissance cherchée :

$$P = 0,2 \cdot 10^{-6} \cdot 1,225 \cdot 2 \cdot 340^3 \cdot 1,88^5 = 73\,723 \text{ watts} = 100 \text{ CV}$$

Un peu plus de 60 % de la puissance nominale... Cela est excellent pour l'endurance du moteur.

Deuxième exemple : le décollage

Nous allons prendre comme deuxième exemple d'utilisation du diagramme de Eiffel-Rith un cas très important, dans lequel l'hélice se comporte de façon nettement moins brillante...

Considérons une vitesse aérodynamique de 50 kt, soit 26 m/s.

Nous allons supposer que l'hélice reçoit une puissance, manette plein gaz, qui la fait tourner à 2 450 t/min.

Dans ces conditions, le paramètre γ vaut :

$$\gamma = 26 / 2\,450 \cdot 1,88 = 0,56 \cdot 10^{-2}$$

Pour cette valeur de γ la variable κ est égale à $2 \cdot 10^{-5}$. D'où la traction de l'hélice :

$$T = 2 \cdot 10^{-5} \cdot 1,225 \cdot 2\,450^2 \cdot 1,88^4 = 1\,837 \text{ newtons}$$

Pour finir, quelle puissance doit-être fournie à notre hélice pour la faire tourner à 2 450 t/min ?

Le coefficient de puissance κ , pour la valeur considérée de γ , vaut environ $0,27 \cdot 10^{-6}$. La puissance vaut :

$$P = 0,27 \cdot 10^{-6} \cdot 1,225 \cdot 2\,450 \cdot 1,88 = 114\,000 \text{ watts} = 155 \text{ CV}$$

Nous voyons apparaître un petit défaut de notre merveilleux transformateur de puissance à calage fixe.

Cette hélice, montée sur l'arbre du moteur de puissance nominale de 162 CV, ne lui en prélève que 155. De plus, en ce point de fonctionnement, son rendement n'est que légèrement supérieur à 0,4.

Une hélice à calage variable permettrait de prélever les 162 CV dont le moteur est capable, mais sans variation significative du rendement.

Le montage d'une telle hélice ne se justifie donc pas pour cet avion, car tout le bénéfice de l'accroissement des performances lié à l'accroissement de puissance de 155 à 162 CV serait perdu par l'accroissement de masse résultant du vérin du moyeu, des canalisations, du régulateur tachymétrique, de ses canalisations d'huile et de la commande de régime.

Troisième exemple : la transparence

Cherchons à matérialiser le point d'intersection de la courbe $\kappa = \tau(\gamma)$ avec l'axe des abscisses. Cette intersection a lieu pour $\gamma = 1,8 \cdot 10^{-2}$. D'où la relation reliant le régime et la vitesse aérodynamique au point de transparence :

$$N = V / \gamma \cdot D = 100 \cdot V / (1,8 \cdot 1,88) = 29,55 \cdot V, \text{ avec } V \text{ en m/s}$$

Le régime de transparence est proportionnel à la vitesse pour une hélice à calage fixe ou, ce qui revient au même, une hélice à calage variable en butée du piston hydraulique de variation de calage.

Cela nous permet d'établir le tableau suivant :

Vitesse (kt)	60	70	80	90	100	110
Vitesse (m/s)	31	36	41	46	51	57
Transparence (t/min)	916	1 064	1 212	1 359	1 507	1 684

Dernier exemple : le point fixe

Au point fixe, V est nulle. Le paramètre γ est donc nul quel que soit le régime.

La variable de puissance du diagramme de Eiffel-Rith vaut $0,29 \cdot 10^{-6}$. Cherchons la puissance nécessaire à la mise en rotation de l'hélice en fonction de son régime de rotation dans les conditions de l'atmosphère type au niveau de la mer :

D'après la définition de la variable réduite κ cette puissance a pour valeur :

$$P = \kappa \cdot \rho \cdot \sigma \cdot N^3 \cdot D^5 = 8,34 \cdot 10^{-6} \cdot N^3$$

La puissance nécessaire pour faire tourner une hélice au point fixe à des régimes croissants augmente comme le cube du régime de rotation. C'est-à-dire très vite.

Remarque : *Grosso modo*, la traînée d'une tranche de pale dans son mouvement circulaire est proportionnelle au carré de sa vitesse sur le cercle qu'elle décrit, donc proportionnelle au carré du régime. La puissance étant proportionnelle au produit de cette traînée par la vitesse sur le cercle, elle augmente comme le cube du régime.

Appliquons cette relation pour un régime de 2 375 t/min. C'est le régime obtenu au point fixe pour ce type d'aéronef au point fixe au plein gaz. Cela nous donne une puissance fournie à l'hélice par le moteur de :

$$P = 8,34 \cdot 10^{-6} \cdot 2\,375^3 = 112\,000 \text{ W}$$

En chevaux vapeur : 152. ce n'est pas encore tout à fait la puissance nominale.

■ Conclusions de cette étude de l'hélice

Le paramètre de base définissant le point de fonctionnement de l'hélice est γ , qui quantifie la décroissance de l'incidence de pale due à la vitesse d'avancement.

L'hélice est un excellent transformateur de puissance. Pour quantifier son fonctionnement, la notion de polaire doit être remplacée par les deux variables du diagramme de Eiffel-Rith fonction de γ .

Ces deux variables, à elles seules, nous ont permis de représenter clairement l'évolution des performances de l'hélice en fonction des conditions aérodynamiques du vol.

L'hélice ne peut fonctionner avec un bon rendement que dans une plage bien définie du rapport V/N , c'est-à-dire de la vitesse d'avancement au régime de rotation.

Cette plage est, en fait, définie par le vrillage. Mais l'hélicier dessine le vrillage pour obtenir un bon rendement au point de croisière le plus fréquemment utilisé.

En dehors de cette plage, il faut accepter de dépenser beaucoup plus de puissance dans le moteur que ce qu'en reçoit l'avion pour sa propulsion. La plupart du temps, la durée de fonctionnement hors de la plage d'adaptation est assez brève devant la durée totale du vol, cela ne constitue donc pas un inconvénient (par exemple, la course d'accélération au décollage).

Sauf pour des applications particulières, l'hélice est donc adaptée à la croisière et l'on accepte une baisse du rendement au décollage, en montée et en descente, sous réserve bien-entendu que des conditions minimales de performance soient respectées.

L'hélice à calage variable sera étudiée lors du couplage de l'hélice et du moteur. Rappelons qu'elle est incapable de conserver l'adaptation définie par le vrillage mais que la perte de rendement résultant d'une faible variation autour du maximum est faible.

La détermination du point de fonctionnement de l'ensemble moteur + hélice impose l'étude préalable du moteur d'entraînement.

■ **Couplage de l'hélice au moteur**

◇ *Procédure d'analyse du couplage*

Elle est basée sur les deux vérités suivantes :

- à régime de rotation stable, la puissance délivrée par le moteur est égale à la puissance absorbée par l'hélice ;
- une variation infime du régime de rotation de l'ensemble doit se traduire par un retour spontané aux conditions initiales.

La puissance délivrée par le moteur doit être transférée en maintenant à la fois l'égalité du couple moteur et du couple résistant et l'égalité des régimes de rotation.

Si la puissance délivrée par le moteur est supérieure à la puissance absorbée par l'hélice, l'excédent se traduit par une accélération du régime de rotation de l'ensemble. En somme, l'excédent de puissance est transformé, mais uniquement au départ de l'accélération, par augmentation du moment cinétique de l'hélice et des pièces du moteur en rotation et inversement.

La deuxième vérité concerne la stabilité de l'équilibre obtenu. Nous allons la définir en détail.

Le couplage d'un moteur et d'une hélice doit logiquement s'étudier dans un diagramme où doivent figurer à la fois la puissance et le couple, ou bien à la fois la puissance et le régime.

Le régime étant toujours plus facile à mesurer que le couple, une préférence s'est toujours manifestée pour le diagramme puissance fonction du régime.

Si nous superposons sur une même feuille la courbe qui représente la puissance en fonction du régime moteur, d'une part l'hélice, d'autre part, l'intersection va nous donner les paramètres d'équilibre du couplage mécanique des deux éléments et la stabilité de cet équilibre.

◇ *Application pratique*

Nous allons appliquer ce qui précède à notre hélice de quadriplace de tourisme.

Si nous observons attentivement l'allure de la variation de τ et de κ en fonction de γ dans le diagramme d'Eiffel-Rith, on voit que le tracé de la courbe $P = P(N)$ pour l'hélice va présenter une petite difficulté : il sera nécessaire de tracer une courbe $P = P(N)$ pour chaque vitesse aérodynamique. Au point fixe, il faut évidemment une puissance croissante pour faire tourner l'hélice à des régimes de plus en plus élevés.

Mais à grande vitesse l'hélice tourne toute seule et elle devient même capable d'entraîner le moteur sur lequel elle est couplée : tout simplement à partir de la valeur de γ correspondante au début de la plage de moulinet.

La puissance devient alors négative...

MOTOPROPULSION

La manière la plus logique d'avancer dans l'étude du motopropulseur est de partir de la source d'énergie, d'étudier son emport, son utilisation à bord de l'avion, sa transformation en puissance mécanique sur l'arbre de sortie puis son couplage à l'hélice.

Notre souci permanent sera d'expliquer le pourquoi des manuels de vol et des procédures, en un mot la base de l'instruction visant à rendre le pilote apte à utiliser les commandes de propulsion à sa disposition.

Nous appellerons **motopropulseur** l'association d'un moteur à combustion interne et d'une hélice.

Nous verrons au chapitre suivant qu'il en est de même pour le **turbopropulseur** : on ne peut dissocier la turbine d'entraînement de son hélice car elle est spécialement construite pour y être couplée.

A titre d'anecdote, il a existé dans l'histoire de l'Aviation un motoréacteur. Le constructeur italien Caproni a fait voler, avant le deuxième conflit mondial, un avion muni d'un moteur à pistons qui entraînait un compresseur débitant son flux de sortie dans des chambres de combustion munies de brûleurs puis dans une tuyère. La turbine n'était donc pas nécessaire.

VIII.1. Le moteur à combustion interne

La seule énergie disponible à bord d'un avion est celle contenue dans le combustible et éventuellement le comburant. L'avion étant essentiellement

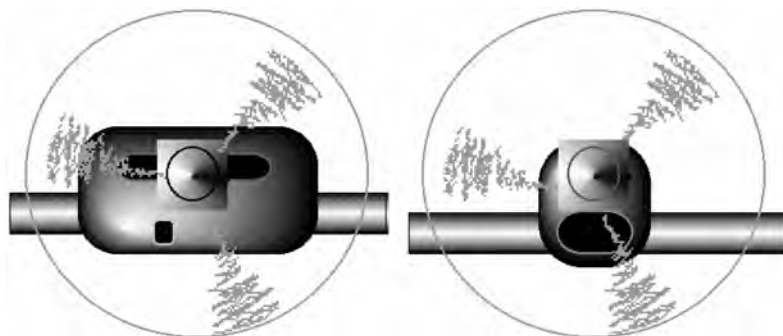
un véhicule atmosphérique, l'emport d'un comburant n'est pas nécessaire.

Nous allons limiter notre description aux propulseurs des avions légers, à 1 ou 2 moteurs, dont les puissances s'échelonnent de 45 à 300 chevaux-vapeur (abréviation CV). Cette unité n'est pas l'unité légale en Europe, mais elle est encore très usitée.

Le cheval-vapeur correspondait, dans un système d'unité qui n'est plus employé de nos jours, à l'unité de travail équivalant à 75 kilogrammètres par seconde, c'est-à-dire à la puissance développée par une force déplaçant une masse de 75 kilogrammes sur un mètre pendant une seconde.

Les puissances inférieures à 300 CV correspondent à des moteurs très spéciaux, montés sur les U.L.M. et issus parfois de conceptions « agricoles » : moteurs de tronçonneuse, par exemple.

Lorsqu'une puissance unitaire de plus de 300 CV devient nécessaire, le turbopropulseur tend à supplanter le motopropulseur. En effet, la **consommation spécifique** et les coûts d'achat et de maintenance élevés du turbopropulseur se trouvent compensés, dans le bilan global d'exploitation, par une masse inférieure de moitié à celle du moteur à pistons de même puissance. De plus et cela est loin d'être négligeable, il a une surface frontale jusqu'à quatre fois moindre, toujours pour une même puissance.



Voici la répartition approximative de l'énergie fournie par le carburant, lorsque ce dernier dégage en brûlant un équivalent mécanique de 100 joules.

- Travail utile récupérable : 27 joules,
- Perte par combustion incomplète : 6,5 joules,
- Pertes au travers des parois 15 joules,
- Energie restante dans l'échappement : 45 à 50 joules,
- Energie utilisée par la lubrification : 0,5 à 3 joules,
- Entraînement des accessoires : 1 joules.

Le rendement d'un moteur à combustion interne à allumage commandé, ou **moteur à pistons**, se situe donc au voisinage de 27 %. On constate également que l'énergie restante dans les gaz d'échappement est très importante, d'où l'intérêt d'en tenter la récupération. Nous l'évoquerons plus tard, lors de l'étude du turbocompresseur.

VIII.2. Le carburant du motopr opulseur

Pourquoi de l'essence de pétrole ?

Ce produit satisfait aux critères suivants :

Grande quantité d'énergie par **unité de volume** emporté.

Stockage possible à bord, sans risques trop importants.

Allumage et combustion interne aisés.

Etudions ces critères, l'allumage et la combustion seront étudiés ultérieurement, lors de la description du fonctionnement du moteur.

■ *Stockage de l'énergie sous faible volume*

Un quadriplace de tourisme demande pour voler en croisière une puissance approximativement égale au produit d'une traction de 1 000 newtons par une vitesse de 50 m/s, soit 50 000 watts.

En outre, il doit pouvoir voler pendant une durée de 4 à 6 heures, sans se ravitailler. Ce qui correspond à une consommation d'énergie d'environ $50\,000 \times 6 \times 3\,600 = 1,08 \times 10^9$ joules.

Le rendement du moteur est inférieur à 30 % et celui de l'hélice ne dépasse pas 70 %, nous devons donc multiplier par un facteur proche de 5 l'énergie contenue dans le carburant ($1 / 0,3 \times 0,7$).

Il faut alors décoller, sur un petit avion, avec plus de 5 milliards de joules stockés dans des réservoirs de faibles dimensions, ayant obligatoirement un faible volume car ils doivent se loger dans les ailes, souvent minces.

Heureusement, l'essence de pétrole est capable de dégager en brûlant dans l'air une énergie d'environ 32 000 000 de joules par litre.

Nous pouvons constater qu'un emport de 150 litres de ce liquide « super-énergétique » correspond bien à 4,8 milliards de joules, soit à une valeur proche de la quantité souhaitée.

Que signifie réellement ce chiffre de $32 \cdot 10^6$ J/l ?

Un litre d'essence peut non seulement dégager le travail d'une force de 32 millions de Newtons se déplaçant sur un mètre, mais également le travail d'une force 320 000 Newtons se déplaçant sur 100 mètres. Cela représente l'action de la pesanteur sur un camion de 30 tonnes.

Un litre d'essence peut donc élever de 100 mètres un tel camion : le célèbre « cocktail Molotov » est donc une arme redoutable.

A titre de comparaison, donnons quelques chiffres sur le stockage de l'énergie.

La dynamite dégage en explosant 8 millions de joules par kilogramme. Cela peut paraître faible par rapport aux 32 millions dont est capable un litre d'essence, c'est-à-dire 700 grammes.

En fait, méfions-nous des comparaisons non valables, car un kilogramme de dynamite contient le carburant et le comburant (les chimistes diraient le réducteur et l'oxydant), alors que notre litre d'essence, en brûlant, a « avalé » 10 kilogrammes d'air, qui ne contiennent qu'environ 2 kilogrammes d'oxygène.

Finalement, le *mélange* d'air et de carburant dégage environ, en brûlant, 3 millions de joules par kilogramme, soit environ le tiers de l'énergie de la dynamite. Bien qu'étant pénalisé par l'azote de l'atmosphère, c'est déjà beaucoup.

L'avion n'a pas besoin d'emporter l'air qu'il va « consommer ».

L'essence de pétrole résout le problème de l'emport d'une quantité suffisante d'énergie sous faible volume pour notre avion, car le moteur puise dans l'atmosphère une masse d'air sensiblement égale à 14 fois la masse d'essence consommée.

■ **Etude de la combustion**

Lorsque les réservoirs d'un petit avion contiennent 100 à 200 litres d'essence de pétrole, ils sont capables de dégager une formidable énergie ! Le stockage du carburant est donc une technique de pointe... en particulier, cette énergie doit être parfaitement maîtrisée et ne pas détruire l'avion et ses occupants.

Les techniciens de l'aéronautique chargés de la conception des réservoirs des avions ont repris les expériences effectuées par les premiers

constructeurs d'automobiles : ils ont cherché à déterminer les conditions d'inflammation de l'essence, afin de la maîtriser, c'est-à-dire pour qu'elle ne se produise pas dans les réservoirs et mieux, qu'elle se produise lorsqu'on le souhaite, dans le cylindre.

Réalisons l'expérience qu'ils ont menée :

Approchons lentement de la surface d'une cuvette d'essence, par vent nul, une bougie d'allumage branchée sur un oscillateur et une bobine élévatrice de tension.

Trois cas peuvent être observés :

Par temps très froid il est possible d'abaisser la bougie jusqu'à son immersion dans la cuvette sans observer la moindre flamme.

Par température moyenne, nous observons lors de l'arrivée de la bougie à proximité de la surface de l'essence une flamme de courte durée, pratiquement un éclair. Puis la bougie s'immerge.

Par température un peu plus chaude, lorsque l'étincelle arrive à une distance convenable de la surface de l'essence, il y a allumage à proximité de cette surface et combustion rapide de tout le contenu de la cuvette.

Pour expliquer les trois phénomènes, il est nécessaire d'étudier « à la loupe » la combustion.

La combustion est une combinaison chimique entre un réducteur - dans le cas qui nous occupe un composé du carbone - et un oxydant - ici l'oxygène de l'air.

Cette combinaison est déclenchée par une élévation locale de la température et se propage ensuite de proche en proche du fait de la chaleur qu'elle dégage elle-même : c'est une réaction en chaîne.

Les chimistes montrent que la combustion ne peut se propager que si l'oxydant et le réducteur forment initialement un mélange homogène. Cela implique donc qu'ils soient tous les deux dans le même état physique, liquide ou gazeux (lorsqu'ils se trouvent tous deux dans la même molécule, la combustion devient tellement rapide que cette molécule prend le nom d'explosif !).

Dans les moteurs que nous étudions, l'oxygène de l'air est gazeux, il est donc impératif que l'essence prenne la forme de vapeur, en particulier l'essence liquide ne se combine que très lentement à l'oxygène de l'air.

Seule la vapeur d'essence se combine à l'air atmosphérique.

Pour étudier la combustion, effectuons une nouvelle série d'expériences :

Prenons un tube de verre à parois très épaisses, transparentes, de longueur égale à 1 ou 2 m. Il est fermé à chaque extrémité par des bouchons en acier massif parfaitement étanches et solidement fixés au tube.

Un des bouchons, que nous pourrions nommer culasse, est muni d'une bougie d'allumage.

Des caméras très rapides sont échelonnées le long du tube, elles peuvent être remplacées par une batterie de phototransistors alignés le long du tube.

Avant fermeture du tube, nous introduisons une quantité d'essence parfaitement déterminée dans le tube. Puis nous serrons convenablement les bouchons.

Nous attendons le temps nécessaire à la vaporisation complète des gouttes d'essence introduites, puis nous lançons l'étincelle dans la bougie après avoir mis en route les caméras ou l'ordinateur relié aux phototransistors.

Trois cas se présentent :

La quantité d'essence introduite était inférieure, en masse, à 4,6 % de la masse d'air contenue dans le tube. Aucune flamme n'est détectée par notre appareillage suite à l'étincelle. La pression dans le tube n'augmente pas. Il est intuitif que de l'air pur, sans essence, n'aurait pas brûlé. Par continuité, une quantité d'essence trop faible dans le mélange a donc des chances de ne pas s'enflammer...

La quantité d'essence introduite était supérieure, toujours en masse, à 18 % de la masse d'air contenue dans le tube. Les conclusions sont identiques : aucune flamme n'est décelée. Il est également intuitif que de la vapeur d'essence pure, sans oxygène, ne brûle pas. Par continuité nous pouvons admettre qu'il existe des mélanges gazeux d'essence et d'air ne contenant pas assez d'oxygène pour déclencher la réaction en chaîne.

Le pourcentage d'essence introduit est compris entre la limite basse de 4,6 % et la limite haute de 18 %. Les caméras, ou les phototransistors, montrent alors qu'un **front de flamme** part de l'étincelle et se propage le long du tube jusqu'à son extrémité. Ce front de flamme se propage initialement à une vitesse dépendant de la température et de la pression du mélange initial et dont l'ordre de grandeur varie de quelques m/s à une trentaine de m/s. Lorsque ce front de flamme a parcouru une certaine distance dans le tube, il s'accélère prodigieusement et sa vitesse peut se chiffrer en centaines voire en milliers de m/s.

Que s'est-il passé ?

Lorsque le mélange est compris entre 4,6 %, que nous appellerons limite pauvre et 18 %, que nous appellerons limite riche, la réaction en chaîne se propage. Cela signifie que la chaleur dégagée en un point est suffisante pour provoquer la combinaison chimique autour de lui : il n'y a pas absorption d'une trop grande quantité de chaleur par l'oxygène résiduel

et l'azote (dans le cas du mélange pauvre) ou par l'essence résiduelle et l'azote (dans le cas du mélange riche).

Car c'est la trop grande quantité d'air résiduel en dessous de 4,6 % et d'essence résiduelle au dessus de 18 % qui « absorbe » en partie la chaleur dégagée, ce qui interdit la propagation de la réaction en chaîne en dehors des limites que nous venons de définir.

Lorsque le front de flamme avance dans le tube, il laisse derrière lui une masse de gaz brûlés à température très élevée. Cette masse de gaz se dilate fortement et se comporte comme un véritable piston qui comprime le mélange non encore atteint par le front de flamme.

La compression, accompagnée évidemment d'une élévation de température, peut provoquer une décomposition des hydrocarbures qui composent l'essence.

Les produits de la décomposition de l'essence peuvent alors rentrer dans la catégorie des explosifs. Lorsque le front de flamme accélère de 30 m/s à 2 000 m/s nous n'observons plus une combustion, mais une **détonation**.

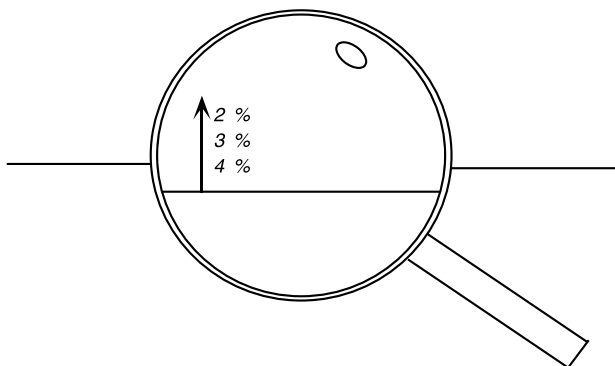
Reprenons notre cuvette d'essence et notre bougie.

Nous pouvons imaginer que dans une couche très mince collée à la surface, l'air est saturé en essence. Il y a 100 % « d'humidité relative » d'essence. Cette **tension de vapeur**, saturante, correspond à un pourcentage absolu d'essence dans l'atmosphère variable avec la température.

Pour des températures suffisamment froides, la tension de vapeur d'essence saturante peut correspondre à une valeur inférieure aux 4,6 % en masse d'essence par rapport à la masse d'air dans cette couche mince accolée à la surface.

La combustion ne peut donc s'y propager.

Plus loin de la surface, le pourcentage ne peut-être qu'inférieur et nous comprenons maintenant pourquoi notre bougie va s'immerger sans jamais rencontrer les conditions de propagation de la flamme.

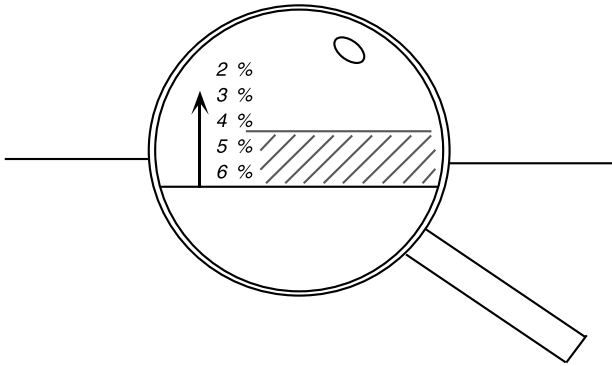


Pour des températures un peu plus élevées, il va apparaître d'abord une couche très mince où la tension de vapeur de l'essence sera toujours voisine de la saturation mais où le pourcentage massique commencera à dépasser les 4,6 %.

Si ces températures ne sont pas trop élevées, Le pourcentage est un peu supérieur à 4,6 % au niveau de la surface mais devient rapidement inférieur lorsqu'on s'en éloigne.

La couche « inflammable » est donc très peu épaisse. Lorsque la bougie y pénètre, la flamme s'y propage mais la chaleur dégagée par cette très faible masse de mélange carburé est très réduite. Tout est ainsi brûlé avant que la chaleur transmise à la surface libre de l'essence soit suffisante pour vaporiser une nouvelle quantité d'essence et alimenter la flamme (ce qui explique la nécessité d'utiliser une mèche pour enflammer certains combustibles...).

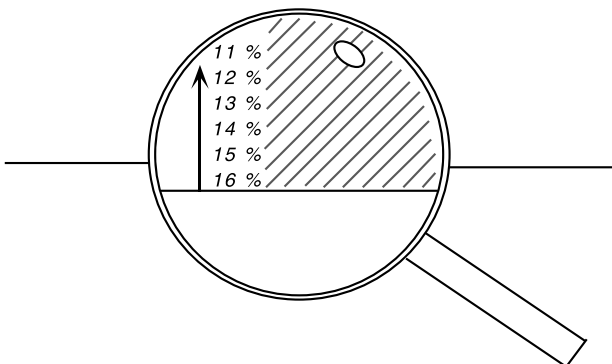
Ces conditions, où l'on observe une flamme de courte durée, se nomment **conditions de point éclair**.



Si la température s'élève encore un peu, la « couche » allant de 4,6 % à 18 % va s'épaissir, donc contenir une quantité d'énergie plus importante.

Sa combustion peut alors dégager une quantité de chaleur suffisamment importante pour vaporiser l'essence liquide sous-jacente avant son extinction. La flamme est alors entretenue par l'essence vaporisée.

Ces conditions prennent le nom de **conditions de point feu**.



■ **Contraintes du stockage de carburant**

Il est impensable de transporter des passagers dans un véhicule strictement inévacuable et pouvant prendre feu, or l'avion est inévacuable en vol.

Il n'est donc pas admissible que l'essence contenue dans les réservoirs puisse s'enflammer. Et on ne peut supposer que jamais n'éclatera une étincelle dans un réservoir. Un réservoir est muni de dispositifs fonctionnant à l'électricité, les jauges par exemple et la probabilité d'une décharge d'électricité statique est loin d'être nulle (lors du passage dans un nuage d'orage par exemple).

Pourtant, le vol à moteur a été déclaré possible. En effet, lorsqu'un réservoir d'essence est fermé, la richesse du mélange air-essence surplombant le liquide est supérieure aux fatidiques 18 %, même jusqu'à des températures très basses.

Cela est vrai pour l'essence utilisée en aéronautique. Car pour assurer un fonctionnement correct du moteur, aux températures très froides, on ajoute des composants très volatils aux carburants aéronautiques. Ces composants volatils assurent une richesse suffisante dans la partie supérieure des réservoirs pour que les conditions de feu ne soient quasiment jamais atteintes, ce qui suppose impérativement que le bouchon soit fermé.

Ainsi, la perte en vol d'un bouchon de réservoir est un incident pouvant avoir des conséquences dramatiques. Dans une telle situation, il faut atterrir sur l'aérodrome le plus proche.

Il est par ailleurs dangereux d'utiliser un carburant automobile dans un avion. Ce carburant ne contenant pas d'additifs volatils risque d'amener, lors de vols à haute altitude, par exemple au dessus de 6 à 8 000 pieds, une richesse inférieure à 18 % dans la partie supérieure des réservoirs, particulièrement en hiver.

■ Stockage au sol

Ce cas concerne aussi bien les réservoirs de l'avion parké au sol que les réservoirs contenant l'essence devant être livrée à l'avion.

Un réservoir d'essence est « **hygroscopique** », c'est-à-dire qu'il absorbe l'humidité de l'air.

L'essence ne peut être stockée dans un réservoir hermétique, elle est volatile et la pression de vapeur saturante augmente rapidement avec la température : un bidon d'essence fermé hermétiquement et exposé au soleil d'été a toutes les chances d'éclater. A fortiori, les réservoirs d'un avion construits en tôle mince de dural (alliage d'aluminium).

Il y a donc mise à l'air libre, également rendue nécessaire par le fait que si l'on prélève de l'essence avec une pompe sans laisser rentrer de l'air les réservoirs vont être écrasés par la différence de pression.

D'où la nécessité d'inspecter soigneusement les mises à l'air libre lors de la visite prévol.

Lorsque le soleil chauffe l'avion, de l'air saturé en essence s'échappe par cette mise à l'air libre, entraînant donc avec lui une quantité faible, mais non négligeable, de carburant.

Lorsque le soleil se couche, le réservoir se refroidit et de l'air ne contenant pas de vapeur d'essence rentre dans le réservoir... et ainsi de suite.

Un réservoir d'essence a donc vocation à se vider lentement.

Un autre phénomène peut également se manifester. La nuit, l'air qui rentre peut contenir une quantité de vapeur d'eau proche de la vapeur saturante et lorsque le refroidissement nocturne se poursuit, de l'eau se condense sur les parois du réservoir conductrices de la chaleur, au dessus de la surface de l'essence.

Cette eau ruisselle sur les parois et comme elle est plus dense que l'essence, coule au fond du réservoir et ne peut pas se vaporiser le lendemain. Un réservoir d'essence a vocation à se remplir d'eau.

Il est donc impératif, lors de la première visite prévol de la journée de vérifier si les petites cuvettes de décantation située dans la partie basse des réservoirs ne contiennent pas d'eau, au moyen des pipettes de contrôle. Ce contrôle devrait, en toute rigueur, être effectué avant tout mouvement matinal de l'avion, mais attention au danger que représente le prélèvement d'essence dans un hangar !

D'autre part, si les essenciers des pays industrialisés sont sérieux et vérifient plusieurs fois par jour la quantité d'eau contenue dans l'essence qu'ils livrent, il n'en est pas de même partout. Il est fortement recommandé de se méfier des essenciers exotiques livrant du carburant prélevé à la pompe à main dans de vieux bidons stockés au soleil.

Autre conséquence de notre étude de la combustion : lorsque le réservoir est ouvert, il faut bien l'ouvrir pour le remplir, la probabilité de rencontrer les conditions de point feu augmente.

D'où les recommandations suivantes :

Relier l'avion à la masse de la pompe par une tresse métallique, pour éviter tout risque d'étincelle accidentelle par différence de potentiel entre le pistolet d'essence et l'avion.

Ne jamais faire le plein d'essence avec des passagers assis dans l'avion et, comble de l'horreur, attachés dans cet avion : en cas de départ de feu, leur chance de survie est nulle...

■ Combustion dans le moteur

Dans le cylindre, en fin de compression, il est impératif que le front de flamme qui part de l'étincelle se propage vers la totalité du volume libre du cylindre, appelé la chambre.

Il existe un mélange optimum. Il correspond au cas où la totalité du carburant et du comburant participe à la combustion. Cela signifie qu'en fin de combustion, il ne reste pas d'essence non brûlée ni d'oxygène atmosphérique dans la chambre. Ce mélange porte le nom de mélange chimiquement parfait. Dans le cas d'air et d'essence, il correspond à un dosage de 7 % d'essence : environ 1 gramme d'essence pour 14 grammes d'air.

Remarque : la **marge riche** est importante, elle va de 7 à 18 %, la **marge pauvre** est plus réduite, de 4,6 à 7 %.

Les dispositifs de mélange sont automatiques mais sont dotés d'une commande d'ajustage à la disposition du pilote. C'est la commande de richesse, qui balaye la gamme des richesses assurant la combustion. Autour du mélange « parfait », sa course est plus grande vers la zone riche que vers la zone pauvre.

Les inconvénients résultant d'une combustion riche sont essentiellement les suivants :

La consommation est plus importante pour la même puissance. De l'essence non brûlée est évacuée dans l'échappement.

Il y a risque d'encrassage dû à la présence des additifs métalliques, en particulier le plomb, qu'il est nécessaire d'ajouter au carburant pour retarder la détonation.

Une combustion riche se manifeste par la présence de fumées noires à l'échappement. Au sol, lorsqu'un moteur ne démarre pas, parce qu'il est noyé, il est possible de détecter le phénomène en passant les doigts dans le tube d'échappement. Ils se recouvrent de suie et sentent fortement l'essence.

Cette combustion a aussi certains avantages, à condition de rester dans des limites raisonnables : elle retarde la détonation. L'essence en excès agit comme un liquide de refroidissement et diminue la température atteinte en fin de combustion, donc aussi la tendance à la décomposition de ses constituants.

La combustion d'un mélange pauvre (supérieur quand même à 4,6 %), a une conséquence très grave.

Il subsiste de l'oxygène libre dans la chambre après combustion.

Or, les gaz brûlés sont à très haute température en fin de combustion. L'oxygène se combine alors aux métaux et en particulier aux métaux légers dont sont faits les moteurs. Les pistons sont souvent en aluminium, qui brûle dans l'oxygène.

Il est donc très dangereux de faire tourner le moteur avec un mélange dosé à moins de 7 % d'essence dans l'air. Tous les deux tours de vilebrequin, une couche microscopique de métal est enlevée de la surface du piston et, plus faiblement, des sièges de soupape.

L'observation de la crête de température des cylindres, apparaissant lorsqu'on appauvrit lentement, est très utile : la crête correspond bien sûr au mélange idéal. En effet, l'énergie développée est maximale et il n'y a plus de « liquide de refroidissement ». Néanmoins, tous les manuels de vol recommandent de revenir légèrement de cette position dans le sens des mélanges riches.

VIII.3. Le moteur en fonctionnement : les quatre temps

■ Admission

Nous allons faire démarrer notre cycle de quatre temps au passage du piston au point mort haut « passif ». Au point mort haut actif, les gaz contenus dans le cylindre sont à pression et température très élevées, d'où la dénomination, ce qui n'est pas le cas lors du P.M.H. passif.

Au point mort haut passif, la soupape d'échappement est ouverte depuis le point mort bas précédent et va le rester pendant un temps très court.

A cela deux raisons :

Lors de l'arrivée du piston au point mort haut, en fin du temps d'échappement, la pression qui règne dans la chambre est plus forte que la pression atmosphérique ambiante du fait de la perte de charge dans la section de passage de la soupape d'échappement.

Cette perte de charge provient du fait que la surface de passage des gaz brûlés vers l'extérieur n'est pas infinie (elle est bien sûr plus grande sur un moteur multisoupapes). Il existe donc une surpression résiduelle au passage exact au P.M.H. et le fait de maintenir un court instant ouverte cette soupape permet une meilleure évacuation du résidu de gaz brûlés.

Si le moteur est suralimenté à l'admission (cas d'un moteur muni d'un turbocompresseur), la pression dans la **pipe d'admission** est plus élevée que la pression atmosphérique. Il est donc bénéfique de maintenir ouvertes simultanément les soupapes d'admission et d'échappement pendant un court instant. Cela provoque une « vague » de mélange frais qui se déplace depuis la soupape d'admission jusqu'à la soupape d'échappement et qui chasse devant elle les gaz brûlés.

Il faut néanmoins interrompre ce processus, qui porte le nom de balayage, juste avant l'arrivée du mélange frais à la soupape d'échappement. Le balayage est très favorable à la puissance délivrée par le moteur.

Ce « croisement » des soupapes est cependant à proscrire pour des moteurs qui fonctionnent avec une pression d'admission inférieure à la pression atmosphérique ambiante.

En conclusion, la soupape d'admission doit être ouverte :

Sans aucun retard sur un moteur turbocompressé.

Avec un léger retard sur un moteur « atmosphérique ».

Dans ce dernier cas – le plus fréquent – une ouverture prématurée risquerait de mettre le feu dans la pipe d'admission.

Le piston poursuit ensuite sa course vers le bas et du mélange frais est aspiré au travers de la section d'ouverture de la soupape d'admission.

Encore une fois, il y a perte de charge au passage dans l'ouverture de cette soupape. La pression dans la chambre est en permanence plus faible que dans la pipe d'admission. Ce phénomène est nuisible pour deux raisons :

Un travail est nécessaire pour abaisser le piston, puisque la pression sur sa surface supérieure est plus faible. Ce travail est fourni par le moteur, au détriment de ce qu'il fournit sur l'arbre de sortie.

Il pénètre moins de mélange carburé frais car la pression de ce mélange dans la chambre est un peu plus faible que celle de la pipe d'admission.

A l'arrivée au P.M.B., la pression dans la chambre est toujours inférieure à celle de la pipe d'admission.

Il y a donc intérêt à retarder la fermeture de la soupape d'admission, qui s'effectue alors au début de la remontée du piston.

Nota : Tous ces petits décalages des ouvertures ou fermetures des soupapes dépendent étroitement du fait que le moteur soit ou non suralimenté, du régime de rotation, de la surface, ou du nombre des soupapes. L'idéal serait de les commander par un ordinateur relié à des poussoirs électro-hydrauliques remplaçant les cames. Cela est réalisé sur les moteurs de compétition automobile, pas encore en Aéronautique, pour des raisons évidentes de fiabilité, de maintenance et de coût.

Nous arrêterons notre temps d'admission, non au P.M.B., mais à la fermeture de la soupape correspondante, donc un peu après le P.M.B., en espérant ne pas trouver dans la chambre une pression trop inférieure à celle qui règne dans la pipe correspondante, malgré une perte de charge inévitable.

■ **Compression et combustion**

Le piston remonte et la soupape d'admission se ferme après son passage au P.M.B.

Nous ferons débiter le temps de compression à la fermeture de cette soupape. Cela nous oblige à donner les deux définitions suivantes pour éviter des confusions.

Le **rapport volumétrique** d'un moteur est le rapport du volume de la chambre au P.M.B. au même volume au P.M.H.

Le **taux de compression** d'un moteur est le rapport du volume de la chambre à la fermeture de la soupape d'admission à son volume au P.M.H.

Le taux de compression est donc toujours inférieur au rapport volumétrique et malheureusement, c'est le taux de compression qui détermine le rendement thermodynamique maximum du moteur.

Pendant la première partie de la remontée du piston, le mélange carburé est comprimé. Le travail de compression est fourni par le moteur lui-même, rappelons-le, soit par l'énergie fournie sur le vilebrequin par les autres cylindres, soit par emprunt d'énergie au moment cinétique global des pièces en rotation : effet de volant, auquel participe activement l'hélice, sur avion et la couronne du démarreur sur automobile et sur avion.

Puis en fin de parcours ascendant, mais pendant ce parcours ascendant, la mise à feu est effectuée par la ou les bougies d'allumage et dans ce cas, le moteur d'avion est fortement avantage par rapport au moteur d'automobile du fait de son double allumage.

Cet instant de mise à feu est nécessaire pour l'obtention d'un bon rendement : il est maximum lorsque la fin de la combustion coïncide avec le P.M.H. actif. Pour que la combustion soit terminée en ce point, il a fallu l'initialiser avant.

Il n'y a aucun inconvénient à voir la pression des gaz brûlés augmenter considérablement lorsque le piston est encore sur sa course ascendante. Il n'en résulte pas une diminution de la puissance de sortie. La pression va monter plus haut donc redescendre de plus haut.

La vitesse de propagation du front de flamme est relativement faible. Pour que la combustion soit achevée au P.M.H. actif, il faut une avance à l'allumage – variable avec les dimensions du moteur – dont un ordre de grandeur peut être donné en degrés de rotation du vilebrequin. L'avance à l'allumage peut atteindre 45° de rotation sur des moteurs tournant à régimes élevés, ce qui correspond sensiblement à un éclatement de l'étincelle lorsque le piston a effectué les $2/3$ de sa course ascendante. Elle est d'environ 25° sur les petits moteurs d'avion.

Ce réglage n'est pas valable au démarrage. Nous évoquerons ce cas ultérieurement.

Un phénomène très nuisible peut se produire lors de la combustion – souligné lors de notre étude du tube de verre – c'est la détonation. Nous savons qu'elle est due à la décomposition des hydrocarbures sous l'effet de la pression et de la température. La combustion prend alors la forme d'une explosion et elle est très préjudiciable à la puissance fournie sur l'arbre. Beaucoup plus grave, elle nuit grandement à la durée de vie du moteur par augmentation brutale des contraintes mécaniques dans l'embellage et dans les goujons de fixation de la culasse.

Il en résulte également une augmentation importante de la température des têtes de cylindre, qu'il est possible de détecter lorsque le moteur est muni du thermomètre correspondant.

Pour combattre ce phénomène, le raffineur de pétrole ajoute à son carburant des additifs destinés à en retarder la décomposition. Un additif efficace, mais malheureusement très polluant, est le plomb. Sous forme de plomb tétraéthyle, il permet le fonctionnement correct du moteur à des températures et à des pressions d'admission qu'il ne serait pas possible d'atteindre autrement.

On peut mesurer son action en comparant le fonctionnement d'un moteur « étalon » (en général un monocylindre à taux de compression variable) avec le carburant à étudier, avec son fonctionnement lorsqu'il est alimenté avec un mélange de deux corps simples : de l'heptane et de l'iso-octane. Ce dernier retarde la détonation et son pourcentage dans ce mélange permet, par comparaison, de donner un indice anti-détonant à tous les carburants.

Lorsque le mélange est riche, la décomposition des hydrocarbures est retardée. Au contraire, un mélange pauvre – en dessous de 7 % – la favorise. De cette particularité découle la consigne de presque toujours positionner la commande de richesse sur plein riche au décollage.

Le plomb possède la désagréable propriété de se déposer sur les sièges de soupape et sur les socles des bougies. Cela peut provoquer une forte baisse de rendement en court-circuitant ces dernières.

Pour retarder ce phénomène pernicieux, il faut encore ajouter au carburant un produit permettant l'élimination de ce plomb. Le dibromure d'éthylène, lors de la combustion, se décompose, fournit de l'acide bromhydrique qui dissout le plomb, mais qui attaque également les soupapes...

C'est ainsi qu'il faut accepter la notion de fin de potentiel d'un moteur d'avion.

Remarques :

L'élimination du plomb ne s'effectue qu'à puissance suffisante, elle est incomplète au ralenti. D'où la nécessité de ne pas rester au plein ralenti pendant un temps très long juste avant le décollage, le moteur ne donnerait pas la puissance attendue et les performances seraient dégradées.

Une baisse passagère et limitée de puissance - lors d'une mise plein gaz par temps très chaud - est à la rigueur acceptable sur automobile, mais inacceptable en conditions limitatives lors du décollage d'un avion. C'est pour cette raison que l'addition de plomb est encore indispensable sur les avions, mais complètement proscrite sur automobile pour des raisons évidentes de santé des populations.

■ **Détente**

Il suffit ici de savoir que la détente commence exactement au P.M.H. actif et se termine au P.M.B. suivant.

Sur certains moteurs tournant à régimes très élevés, il y a intérêt à ouvrir la soupape d'échappement un tout petit peu avant le P.M.B. Cela n'entraîne

qu'une perte de travail fournie minime – du fait de la course « presque sinusoïdale » du piston – mais favorise l'expulsion des gaz brûlés.

■ **Echappement**

Il commence au P.M.B. ou – rarement – très peu avant, comme nous venons de l'expliquer. Il se termine toujours peu après le P.M.H. passif pour s'approcher de la meilleure évacuation possible des gaz brûlés.

Cette évacuation n'est jamais complète, elle s'approche de l'idéal sur les moteurs suralimentés à l'admission du fait de la possibilité de balayage.

Lorsque le piston remonte, il doit pousser vers l'extérieur les gaz brûlés et les faire passer par la section de la soupape d'échappement. D'où les deux conséquences suivantes :

Le travail négatif nécessaire à cette expulsion est fourni par le moteur au détriment de la puissance disponible sur l'arbre de sortie. Il diminue donc lorsque la pression dans la pipe d'échappement est faible, donc en altitude. On dit que la **contre-pression d'échappement** diminue en altitude. Il y a donc intérêt, de ce point de vue, à voler haut.

Ce travail est plus faible si la perte de charge à l'échappement diminue. La seule façon d'augmenter la surface des soupapes sans diminuer leur régime « d'affolement » – c'est-à-dire un dysfonctionnement nuisible à la puissance fournie – est d'en multiplier le nombre. Cette solution n'est pas encore adoptée en aéronautique, mais à vu le jour il y a déjà fort longtemps sur les voitures automobiles.

■ **Succession des temps moteur**

Un cylindre ne fournit de l'énergie mécanique au vilebrequin que pendant le temps de détente. Il en absorbe, au contraire, pendant les trois autres temps. Si le moteur était un monocylindre, la vitesse de rotation du

vilebrequin subirait une accélération pendant la détente et serait en décélération pendant les autres temps. Le moteur ne serait « moteur » que pendant 1/2 tour tous les deux tours.

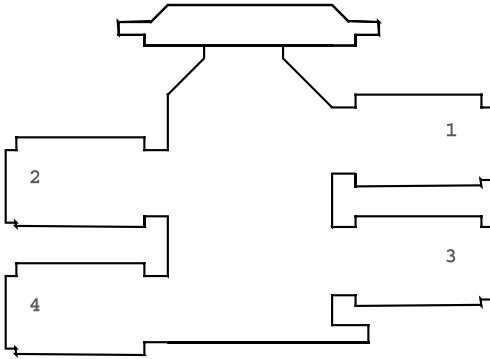
Les irrégularités de rotation de l'arbre de sortie peuvent être réduites par l'effet de volant des pièces en rotation. Le véhicule propulsé peut lui-même emmagasiner de l'énergie et y contribuer également.

Dans tous les cas, il est hautement souhaitable – lorsque l'on dispose de plusieurs cylindres – d'espacer leur temps de détente de manière que l'arbre de sortie tourne le plus régulièrement possible. Les temps moteurs doivent être répartis judicieusement le long des deux tours de vilebrequin (il n'existe, pour chaque cylindre, qu'une seule détente tous les deux tours).

De plus, cela conduit à une réduction importante des contraintes vibratoires dans le bâti moteur.

Pour faire comprendre la solution adoptée sur les petits moteurs considérés dans ce tome, nous allons décrire l'alternance d'un quatre cylindres opposés deux à deux et du type « à plat », moteurs désignés en anglais par le mot flat-four.

Appelons, par exemple, 1 le cylindre avant droit, 2 le cylindre avant gauche, 3 l'arrière droit et 4 l'arrière gauche.



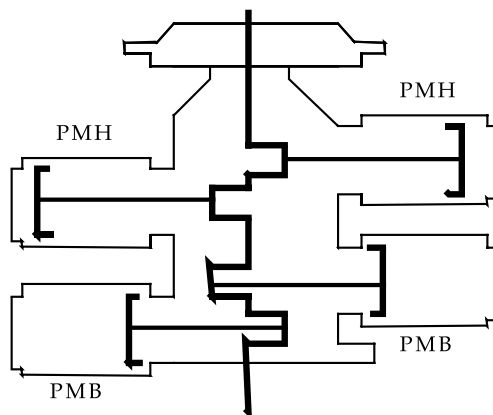
Pour répartir les contraintes dans le vilebrequin il est judicieux de n'allumer successivement qu'un cylindre avant puis un cylindre arrière.

Pour faciliter les transferts d'énergie à l'intérieur même du moteur, il est souhaitable de trouver simultanément un temps de détente et un temps de compression.

Avec la solution adoptée sur un flat-four : 1, 3, 2, 4, les temps moteurs 1 et 3 correspondent à un tour de vilebrequin et 2 et 4 au tour suivant. Dans ces conditions, le vilebrequin est plat : les temps moteurs sont décalés de 180° à chaque tour et nous trouvons bien deux temps moteurs correctement espacés à chaque tour.

Les magnétos, montés sur un axe tournant au régime de l'arbre à cames, envoient donc dans chaque cylindre une étincelle parfaitement synchrone à chacun des temps de compression.

Le dessin du vilebrequin donnant la succession des allumages que nous venons de décrire est fourni ci-après. Précisons encore qu'il est plat, c'est à dire que tous les manetons sont dans le même plan.



Lorsque les pistons arrières passent au P.M.B., les deux pistons avants passent au P.M.H., actif pour l'un, passif pour l'opposé.

L'équilibrage de l'embellage et des pistons est une des opérations les plus difficiles de la construction d'un moteur. Elle ne peut être réalisée parfaitement. Sans rentrer dans les détails, nous pouvons évoquer une des raisons ayant contribué à la succession 1, 3, 2, 4 et à la forme donnée au vilebrequin.

Un moteur parfait ne réagirait sur son bâti que par le moment de réaction de l'entraînement de l'hélice, la traction fournie par cette hélice et son poids. Malheureusement, s'ajoutent à tout ceci des efforts vibratoires dus à son fonctionnement alternatif. On conçoit qu'ils sont réduits au minimum si le centre de gravité du moteur se déplace le moins possible par rapport à son carter.

Si les pistons 1 et 3 passaient tous les deux au P.M.H. et simultanément les 2 et 4 au P.M.B, il serait très difficile - même avec des masses d'équilibrage sur le vilebrequin - d'empêcher le centre de gravité du moteur de se déplacer latéralement à la cadence de sa rotation : le bâti ne tiendrait pas longtemps. D'où la solution adoptée.

Il reste cependant indispensable de fixer le moteur au bâti par l'intermédiaire d'une « suspension ». Sur les petits moteurs, la fixation sur le bâti est réalisée en interposant des blocs de matière élastique entre les deux.

VIII.4. Accessoires du moteur

■ *Elaboration du mélange air-essence*

Nous avons vu que la propagation du front de flamme n'était possible que lorsque la richesse était comprise entre deux limites, 4,6 % pour l'extinction pauvre et 18 % pour l'extinction riche.

Il faut donc doter le moteur d'un appareil capable d'effectuer un dosage convenable de l'essence dans l'air admis dans le cylindre. Deux dispositifs très différents peuvent être employés sur les moteurs en service actuellement : la carburation et l'injection.

◇ *Carburation*

Le carburateur monté sur les moteurs utilisés en aviation et dans les automobiles est un dispositif destiné à remplir deux fonctions différentes et complémentaires.

D'une part, il injecte dans l'air entrant une quantité d'essence convenable et d'autre part il permet de faire varier la pression de la pipe d'admission, c'est à dire la canalisation ramifiée conduisant le mélange carburé vers la section d'ouverture des soupapes d'admission.

Décrivons ces deux fonctions.

Mélange air-essence

Afin d'assurer un mélange convenablement dosé d'air et de vapeur d'essence dans le cylindre, le carburateur compte sur la vaporisation rapide de très fines gouttelettes d'essence entre l'instant de fabrication de ces gouttelettes et l'allumage du mélange dans le cylindre.

Le temps de vaporisation des gouttelettes comprend le temps nécessaire au parcours depuis leur point de fabrication jusqu'à la soupape d'admission, plus le temps total d'admission comprenant la course d'abaissement du piston, plus une fraction importante du temps de compression. En outre, le mélange s'échauffe pendant ce temps de compression, ce qui est favorable à la vaporisation des gouttelettes.

Un moteur réglé pour un fonctionnement stabilisé en température – avec le carburateur, la pipe d'admission et les soupapes d'admission déjà chauds – aura tendance à mal fonctionner au démarrage, lorsqu'il sera encore froid.

Pour pouvoir démarrer, le moteur doit être doté d'un dispositif pouvant envoyer momentanément une quantité de gouttelettes supérieure à ce qui est nécessaire au fonctionnement normal. Ce dispositif est le starter sur les moteurs d'automobiles et une petite seringue sur les moteurs d'avion munis de carburateurs.

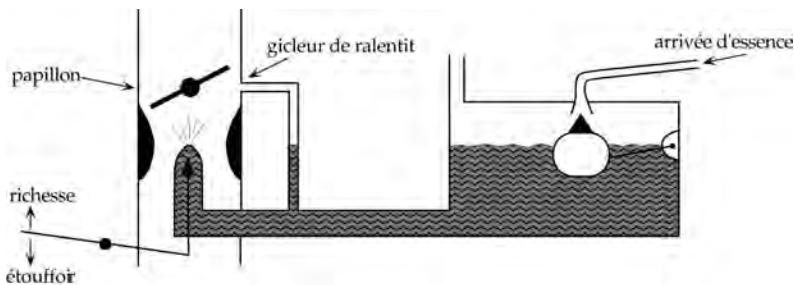
Il est indispensable de bien verrouiller cette petite seringue après utilisation. En cas de non verrouillage, il y a probabilité (faible) de voir le moteur s'arrêter en vol.

Au contraire, une atmosphère très froide ne sera pas favorable à une vaporisation complète de l'essence. Pour remédier à cet inconvénient, rappelons que l'essence d'aviation comprend des hydrocarbures très volatils (plus que l'essence automobile). Ces additifs permettent également de réduire les risques d'incendie en altitude dans un réservoir.

Pour fabriquer les gouttelettes, le carburateur utilise le principe simple du vaporisateur à parfum.

Pour cela, une cuve à niveau constant, réalisée simplement à l'aide d'un petit récipient alimenté en essence par la pompe, muni d'un flotteur et d'un robinet à pointeau, maintient le niveau de l'essence à la hauteur de l'extrémité d'un petit tube vertical débouchant dans la canalisation d'arrivée de l'air au moteur. Il a la forme d'une tuyère et prend le nom de **gicleur**.

La canalisation d'arrivée de l'air au moteur présente un rétrécissement important exactement au niveau du gicleur. Ce rétrécissement prend le nom de venturi ou de **buse du carburateur**.

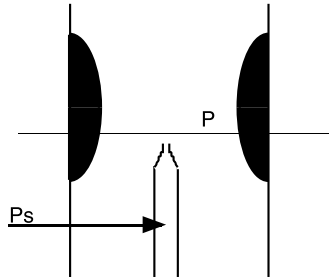


Le gicleur est beaucoup plus petit que la buse pour deux raisons :

Le débit en masse de l'air doit être environ 14 fois plus grand que celui de l'essence.

L'air est gazeux alors que l'essence est encore liquide lors de son passage dans le gicleur.

Décrivons sommairement le fonctionnement de ce dispositif.



Admettons provisoirement que les écoulements de l'air et de l'essence s'effectuent conformément à la relation de Bernoulli, (voir Tome I, page 75) et de plus, sans laminage ni tourbillon.

Soit P_s la pression statique ambiante. Elle s'applique à l'air, à son entrée dans la prise d'air du moteur et à l'essence, juste avant l'orifice du gicleur, par l'intermédiaire de la mise à l'air libre.

P_s est donc la « pression génératrice » de l'écoulement de l'air puisque la vitesse de cet écoulement est nulle dans l'atmosphère qui entoure l'entrée de la prise d'air du moteur.

Considérons le plan de section commune à la buse et à la sortie du gicleur et soit P la pression qui règne dans ce plan.

En ce qui concerne l'air, de vitesse V lors de son passage dans le plan considéré, la relation de Bernoulli s'écrit :

$$r_o \cdot V^2 / 2 = P_s - P$$

Soit r_o' la masse spécifique de l'essence et V' sa vitesse dans l'orifice du gicleur. La relation de Bernoulli s'écrit :

$$r_o' \cdot V'^2 / 2 = P_s - P$$

Les vitesses d'écoulement de l'air et de l'essence sont toutes deux, proportionnelles à la racine carrée de $(P_s - P)$.

Dans ces conditions idéales, le carburateur donnerait une richesse rigoureusement constante quel que soit le débit de l'air entrant.

Pour être représentatif, l'écoulement de l'air doit être modélisé par la relation de Saint-Venant (voir Tome I, page 80) et l'écoulement de l'essence dans le gicleur doit prendre en compte la capillarité.

La compressibilité entraîne une diminution du débit massique de l'air par rapport à celui qui découlerait de la relation de Bernoulli. La capillarité, au contraire, entraîne pour les fortes variations de pression un débit d'essence supérieur à celui de la relation que nous venons de présenter. Le carburateur, correspondant au schéma aurait tendance à enrichir le mélange pour les débits importants. Il faut donc le munir d'un compensateur.

Il suffit pour cela de placer en parallèle au gicleur principal un gicleur à débit constant, facile à réaliser, pour enrichir relativement le mélange à débit faible et l'appauvrir à fort débit.

Ces compensateurs permettent généralement d'obtenir un mélange convenable pour deux débits, choisis pour que le mélange soit très proche de ce que l'on souhaite dans la gamme normale d'utilisation du moteur.

Décrivons maintenant l'effet de l'altitude.

Avec un carburateur utilisant un venturi pour mesurer le débit de l'air entrant dans le moteur, on montre que la richesse varie comme l'inverse de la racine carrée de la densité relative de l'air, en $1 / \sqrt{(s/s_0)}$.

A titre d'exemple, à 10 000 pieds, en atmosphère type, la densité relative est de 0,738. Un carburateur parfaitement réglé au sol donnera donc, à cette altitude, une richesse plus forte dans le rapport $1 / \sqrt{(0,738)} = 1,16$, soit 16 % plus riche.

Etant donné que la gamme « riche » (de 7 à 18 %) est beaucoup plus grande et moins dangereuse que la gamme « pauvre » (de 4,6 à 7 %), on comprend pourquoi on ne trouve aucune correction sur les voitures automobiles (dont le mélange est réglé idéalement au niveau de la mer), même pour les adeptes de la montagne.

Sur avions légers, la complexité ne justifie pas – sauf exception – un automatisme de correction. Nous verrons que les performances de croisière optimales de ces avions se situent en altitude.

Pour ne pas pénaliser la consommation, tous les petits moteurs ont été munis d'un correcteur à commande manuelle. Nous venons de voir pourquoi il faut l'utiliser dès que l'on s'élève au dessus du niveau de la mer. Il peut en exister deux types :

Il est possible d'ouvrir une veine d'air secondaire ne contenant pas de gicleur, se mélangeant au flux d'air principal et l'appauvrissant. Ce réglage est très utilisé sur les automobiles sous forme d'une vis de réglage, sans commande manuelle. Les normes antipollution actuelles en imposent un contrôle précis.

Le système le plus utilisé sur les moteurs d'avion consiste à diminuer le débit du gicleur, pour une même dépression, en enfonçant un petit pointeau dans une partie conique située en amont du trou du gicleur, dans le tube amenant l'essence. Ce petit pointeau est relié à la commande de richesse et lorsqu'il s'enfonce dans son logement, il fait varier la relation entre le débit d'essence et la dépression relative du gicleur.

Lorsque cette commande est tirée complètement en arrière le pointeau obture le gicleur, le moteur ne reçoit plus assez d'essence pour fonctionner. Cela constitue la commande d'étouffoir.

Lorsque le papillon des gaz est sur la position de plein ralenti, il ferme presque complètement la veine d'air. Or nous venons de voir que le

carburateur avait tendance à enrichir les forts débits d'air, donc à appauvrir le ralenti.

Le moteur pourrait s'arrêter lors de la fermeture du papillon.

Pour que le moteur puisse fonctionner au plein ralenti, il existe un second gicleur, dit de ralenti, débouchant dans le plan du papillon fermé. Ce gicleur fonctionne avec la forte dépression créée par le passage de l'air dans l'interstice laissé entre le papillon et les parois du conduit. Le gicleur de ralenti n'a donc pas besoin d'être dans le plan de la cuve à niveau constant, son orifice est situé au dessus.

Pour permettre le fonctionnement de l'étouffoir, il est impératif de positionner la manette des gaz plein arrière, car faute de cette précaution, le moteur continuerait à être alimenté par le gicleur principal..

Hormis un ajustage du dosage autour de sa valeur de réglage initial, le carburateur ne comprend pas de dispositif commandant la quantité d'essence fournie au moteur, en d'autres termes le carburateur ne comprend pas de robinet commandant le débit de l'essence.

C'est le débit de l'air entrant dans le moteur qui conditionne la quantité d'essence consommée par celui-ci.

Avec pour seule exception l'étouffoir.

Pression de l'air

En aval du dispositif de mélange se trouve celui qui permet de faire varier la pression d'admission dans la pipe. C'est lui qui agit sur la puissance du moteur.

Ce dispositif est le papillon des gaz, qui se trouve en aval du gicleur afin que les pressions d'admission faibles ne provoquent pas un afflux d'essence par aspiration au travers de l'orifice du gicleur.

Il peut être décrit simplement sous la forme d'un volet circulaire, de diamètre à peine inférieur à celui de la canalisation de sortie du carburateur et pivotant autour d'un diamètre d'une section normale de cette canalisation.

Son fonctionnement peut être expliqué de la manière suivante :

Lorsque le plan du papillon est orienté selon l'axe de la canalisation, le papillon n'obstrue pratiquement pas la canalisation. Hormis une faible perte de charge due au frottement le long des parois, nous pouvons considérer que la pression est constante le long du trajet. Ce qui est conforme à la théorie des tubes de courant cylindriques décrite au Tome I de cette collection : section constante, vitesse constante donc pression constante.

Lorsque le papillon obstrue partiellement le conduit, il faut obligatoirement que la pression en amont de cette obstruction soit supérieure à celle qui règne en aval, pour que le mélange passe. Il en résulte que l'ajustement de l'obstruction règle la pression qui règne en aval de celle-ci puisque la pression amont est constante et sensiblement égale à la pression atmosphérique de la masse d'air où évolue l'avion.

Nous allons donner une image supplémentaire permettant de mieux comprendre le fonctionnement du papillon. Essayez de gonfler vos joues en expirant violemment bouche grande ouverte... cela est strictement impossible ! Mais si vous provoquez un laminage, en fermant partiellement la bouche, le gonflement des joues devient très facile. La pression dans la bouche (en amont de l'obstruction) est plus forte qu'en aval (à l'air libre), il y a donc débit.

Le papillon des gaz, relié mécaniquement à la manette dite des gaz, qui en réalité devrait s'appeler **manette de pression des gaz**, permet d'ajuster la pression qui règne dans la pipe et qui se nomme pression d'admission.

Lorsque le papillon est plein ouvert, moteur tournant, la manette est en avant et la pression d'admission est alors très légèrement inférieure à la pression atmosphérique ambiante du fait d'une faible perte de charge dans la canalisation amenant l'air au carburateur. Cette pression ne dépend pratiquement pas du régime du moteur.

Lorsque le papillon est plein fermé, la manette est en arrière. Il n'obstrue pas complètement la canalisation sinon le moteur stopperait au plein ralenti. Dans ce cas, la pression d'admission dépend très fortement du régime moteur. En particulier, elle est très basse si le moteur tourne à un régime tant soit peu rapide et elle est strictement égale à la pression atmosphérique ambiante si le moteur est arrêté. Dans ce cas, il n'y a pas de débit, donc pas de laminage, donc pas de perte de pression dans l'obstruction (quelle que soit sa section).

Il existe une règle empirique permettant de vérifier le manomètre d'admission, lorsque l'avion en est muni, avant le démarrage du moteur, au parking :

$$P_{\text{indiquée}} = 29,92 \text{ inHg} \pm 3 \times (1013 - \text{QFE}) / 100$$

Exemple : pour un QFE de 1003 hPa, le manomètre doit indiquer au parking 29,62 inHg.

En résumé, la « manette des gaz » permet de faire varier la pression du mélange carburé dans la pipe d'admission tant que le moteur tourne, c'est à dire tant qu'il aspire de l'air. Le fait de faire varier la pression fait donc varier le débit.

Pour terminer cette description, signalons qu'en cas de reprise brutale, c'est à dire de mouvement rapide du papillon des gaz du ralenti au plein gaz, il y a « retard » à la carburation. Cela signifie qu'en régime transitoire d'accélération le carburateur tend à délivrer un mélange pauvre. Pour compenser ce défaut, les motoristes ont installé sur le carburateur un petit piston entraîné par la manette par l'intermédiaire d'un ressort et pouvant

injecter des gouttelettes d'essence dans la pipe d'admission. Ce système se nomme pompe de reprise et peut servir également à enrichir le mélange pour assurer le démarrage à froid.

◇ *Injection*

Les constructeurs ont constaté sur les premiers moteurs qu'il subsiste de l'essence non brûlée dans les gaz d'échappement, ce qui signifie que la combustion est incomplète. Cela est dû au fait que la vaporisation de l'essence n'est pas tout à fait terminée au début de la détente, à l'instant exact où les conditions de propagation de la flamme cessent d'exister.

Pour diminuer la taille des gouttelettes et pour d'autres raisons que nous allons expliquer, ils ont eu l'idée, il y a maintenant 70 ans, d'injecter « mécaniquement » l'essence dans l'air en l'envoyant sous une pression relativement élevée au travers d'un orifice de très petit diamètre qui crée des gouttes beaucoup plus petites que celles qui sortent du tube du carburateur.

Pour éviter une mécanique sophistiquée – analogue à la pompe d'injection des moteurs Diesel qui doit envoyer, au bon moment, dans chacun des cylindres, une quantité bien définie de gas-oil – les moteurs à essence ont été munis d'injecteurs situés dans le siège des soupapes d'admission. Ils sont donc ouverts et fermés au rythme de ces soupapes.

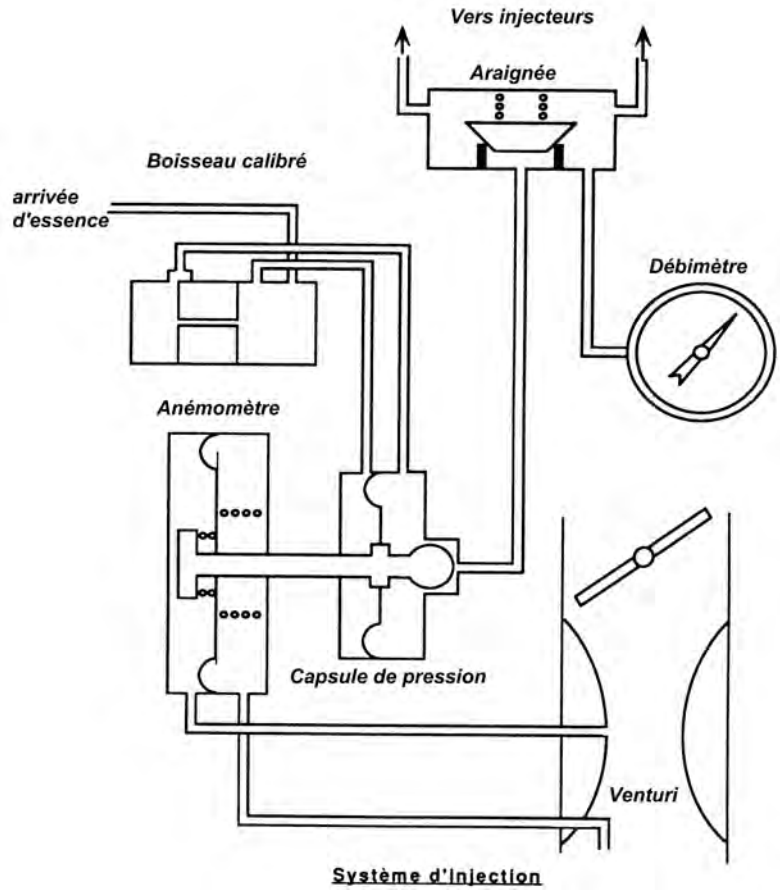
Une seule pompe est suffisante et l'essence est distribuée au niveau de la soupape d'admission de chacun des cylindres par un boîtier et des tubulures caractéristiques portant le nom significatif d'araignée, que nous allons décrire en détail.

Le débit de l'essence dans un injecteur est sensiblement proportionnel à la pression de l'essence en amont de l'injecteur. La quantité d'essence envoyée dans le cylindre est donc proportionnelle à la durée de l'ouverture de la soupape. Ainsi, lorsque le moteur tourne à bas régime, c'est à dire lorsque

la soupape d'admission reste ouverte pendant un temps relativement long, la quantité d'essence envoyée risquerait d'être trop importante en l'absence d'une régulation bien adaptée.

Sur les gros moteurs d'autrefois, cela était obtenu par des ensembles très complexes comprenant un nombre important d'ajustages, de pointeaux et de capsules diverses, contenant soit de l'essence soit de l'air. Le système employé de nos jours sur les petits moteurs à injection des avions est plus simple.

Le principe de base est de mesurer le débit de l'air rentrant et de lui asservir le débit global de l'essence. Cela permet l'utilisation de l'araignée pour distribuer l'essence dans chaque cylindre. En d'autres termes, on ne s'occupe pas du fonctionnement de chaque injecteur séparément, comme sur moteur Diesel, mais on régule le débit total de l'essence injectée, ce qui assure un débit correct au niveau des injecteurs sans se préoccuper de la durée de leur ouverture.



Un système d'injection comporte, comme un carburateur, une buse ou venturi suivie d'un papillon des gaz.

L'essence en provenance de la pompe passe dans une canalisation calibrée, de diamètre relativement restreint. Pour qu'un débit s'établisse dans ce boisseau calibré, la pression en amont de ce boisseau doit être plus forte

que la pression en aval. Il existe donc une relation entre la différence des pressions amont et aval et le débit.

Le boisseau peut donc être considéré comme un capteur de débit. Il lui est associée une capsule de pression différentielle dont la face gauche, sur notre dessin, est reliée à l'amont et réciproquement.

La membrane de cette capsule est reliée rigidement à un robinet à bille commandant le débit d'essence à l'araignée dans le sens convenable. Toute augmentation de débit, se traduisant par une augmentation de la différence des pressions amont et aval, tend à repousser la bille dans le fond de son logement conique, donc à diminuer ce débit.

Nous nous trouvons en présence d'une régulation du débit. Ainsi toute augmentation de la pression de sortie de la pompe (due à une variation du régime du moteur par exemple), sera compensée par une fermeture infime du robinet à bille.

Pour faire varier le débit de l'essence proportionnellement au débit de l'air, un véritable anémomètre est monté dans le conduit d'arrivée de l'air. Une prise de pression totale (constituée d'un ou deux petits tubes de Pitot faisant face au flux d'air et d'une prise de statique, mesurant la pression au droit du venturi), sont reliées à une capsule différentielle.

La membrane de cette capsule est reliée souplement, par l'intermédiaire de deux ressorts, à l'axe commandant la bille de la vanne de débit d'essence. Le sens de la liaison est tel qu'une augmentation de la vitesse de l'air dans la buse, obtenue par ouverture du papillon, se traduit par un effort tendant à déplacer la position d'équilibre de la bille dans le sens de l'ouverture, vers la gauche sur le schéma.

La surface des capsules, le tarage des ressorts et l'effort résiduel sur la bille sont tels que le système approche valablement un débit d'essence proportionnel au débit de l'air, pour une altitude donnée cependant.

Comme le carburateur et pour la même raison, ce système tend à enrichir le mélange en altitude.

Une correction automatique est généralement installée par les motoristes. Elle consiste tout simplement à « court-circuiter » lentement, par un pointeau relié à une capsule d'altimètre, les deux côtés de la capsule de l'anémomètre. Il en résulte évidemment une diminution du gain en débit d'essence donné par cette dernière capsule, donc un appauvrissement relatif lorsque l'avion s'élève.

A ce système s'ajoutent deux dispositifs (non représentés ici dans un souci de simplicité) :

Un réglage du débit de ralenti positionnant le boisseau par rapport à son support par l'intermédiaire d'une tringlerie actionnée par la mise plein réduit de la manette des gaz.

Une commande manuelle de richesse par modification de la relation pression-débit du boisseau calibré, obtenue en modifiant sa section par un dispositif de volet tournant, situé du côté de la pression élevée. On peut donc modifier le « gain » débit sur vitesse de l'air : une obturation partielle du boisseau donne une même différence de pression pour un débit d'essence plus faible.

Pour finir, le système d'injection comporte un boîtier appelé « araignée » dont les fonctions sont les suivantes :

Fermer la sortie de l'essence lorsque la pression est inférieure à une certaine valeur déterminée par un ressort, afin d'éviter de répandre du carburant à l'arrêt.

Répartir l'essence entre les injecteurs.

Trois avantages résultent de l'utilisation de l'injection :

La combustion est meilleure. La perte de rendement par combustion incomplète est réduite.

L'absence de cuve à niveau constant permet le fonctionnement en toutes positions. Le fait que l'essence soit en pression permet le fonctionnement sous facteurs de charge positifs et négatifs. L'injection est presque obligatoire sur avions de voltige.

Il n'y a pas de vaporisation de l'essence dans le venturi du carburateur. Les moteurs à injection sont moins sensibles au givrage. Mais souvenez-vous toujours qu'ils peuvent givrer. En particulier, le givrage d'un petit Pitot entraîne le passage au débit de ralenti !

Le problème du démarrage est résolu par la possibilité d'utiliser la pompe électrique de secours pour alimenter l'araignée. Dans ces conditions, on risque d'obtenir un dosage correspondant à l'extinction riche. On dit alors que le moteur est noyé. Lorsque cela se produit, le moteur ne partira pas sans une attente raisonnable.

Le bloc d'injection et l'araignée ne dispensent évidemment pas le moteur d'avoir un papillon des gaz. Le pilote, lui, ne règle que la pression d'admission. La quantité d'essence injectée est déterminée par le bloc en mesurant le débit de l'air entrant.

■ **L'allumage**

L'allumage du mélange, c'est à dire l'initialisation ponctuelle de la combustion, qui va ensuite se propager par effet de réaction en chaîne, est obligatoire sur les moteurs à essence. En effet, lors de la compression, la température dans le cylindre n'atteint jamais une valeur permettant l'allumage spontané.

Les conditions d'allumage spontané sont atteintes sur les moteurs diesel car les taux de compression pratiqués sur ces moteurs sont beaucoup plus élevés. La température en fin de compression est telle que l'inflammation peut se produire en tous les points du mélange, ce qui ne rend plus nécessaires les conditions de propagation de la flamme.

L'allumage est provoqué par une étincelle électrique, obtenue en envoyant une tension électrique élevée sur l'électrode centrale d'un dispositif appelée bougie. Si la tension envoyée est supérieure à la tension dite de claquage de l'intervalle électrode-masse, il y a ionisation de l'air, qui devient de ce fait conducteur et apparition d'une étincelle qui initialise la réaction en chaîne.

◇ *Energie électrique*

Le circuit d'allumage d'un avion est foncièrement différent de celui d'une voiture automobile. Expliquons la raison essentielle de cette différence de conception.

L'avion n'est pas évacuable, ses occupants ne peuvent le quitter qu'après la course de décélération à l'atterrissage, course ne pouvant être effectuée en toute sécurité que sur un aérodrome.

Le moteur ne doit pas s'arrêter sans que le pilote l'ait souhaité.

On utilise donc une source d'énergie indépendante de la batterie de l'avion. La batterie étant « à plat » il est impossible de démarrer, mais si le moteur tourne il ne s'arrêtera pas. L'énergie électrique est fournie par un générateur, entraîné par le moteur et spécialement conçu pour fournir une tension capable de provoquer une étincelle. Il porte le nom de **magnéto**.

Afin d'éviter la panne du moteur en cas de défaillance, elle est doublée. La presque totalité des moteurs aéronautiques possède deux magnétos et, pour rester homogène au point de vue sécurité, chaque cylindre est muni

de deux bougies d'allumage, en général diamétralement opposées sur la culasse et de ce fait améliorant considérablement la combustion.

Les magnétos sont entraînées au régime de l'arbre à came, c'est à dire deux fois moins vite que l'arbre de sortie du moteur.

Leur rotation est donc rigoureusement synchrone avec les temps du moteur.

Elles disposent d'autant de câbles de sortie que de cylindres sur le moteur et la tension envoyée dans chacun de ces câbles peut donc être synchronisée avec le P.M.H. actif correspondant, avec un décalage convenable que nous décrirons.

Le distributeur d'allumage, qui sur automobile a pour fonction d'envoyer la tension de l'étincelle à la bougie qui en a besoin à l'instant considéré, est superflu (c'est déjà une source de panne en moins).

Signalons enfin que les magnétos sont équipées du dispositif de déclic, ainsi nommé par le bruit caractéristique qu'on entend lorsqu'on tourne l'hélice à la main. Le déclic (que l'on pourrait représenter par un ressort soulevé par une roue à rochets et libéré lors de l'avancement de la roue correspondant à un pas), a pour but de provoquer un effet d'induction suffisant pour créer une étincelle, même si la magnéto tourne à régime très faible. Cela permet un démarrage aisé du moteur, mais crée un danger mortel si l'on n'a pas pris la précaution de vérifier que les magnétos sont neutralisées avant de manipuler l'hélice à la main (il reste toujours des vapeurs d'essence dans la pipe d'admission).

◇ *Avance à l'allumage*

La vitesse de propagation du front de flamme étant initialement assez faible et la combustion devant être pratiquement achevée au P.M.H., il est indispensable pour obtenir un bon rendement de faire éclater cette étincelle

nettement avant le P.M.H. L'avance devrait donc dépendre étroitement du régime de rotation : faible aux bas régimes, plus importante aux régimes élevés.

Comment ce résultat est-il obtenu ?

Sur les moteurs « sophistiqués » équipant les voitures haut de gamme et les voitures de compétition, l'allumage est commandé par un ordinateur relié à de nombreux capteurs.

Sur les voitures de bas de gamme, un dispositif simpliste est basé sur l'action simultanée de deux paramètres, pression d'admission et régime, sur le rupteur d'allumage intercalé entre la bobine et son retour de masse.

Sur les anciens moteurs d'avion de forte puissance, les magnétos possédaient un dispositif centrifuge agissant sur l'avance.

Sur les petits moteurs d'avions actuels, l'avance est constante, dans un but de simplicité, de fiabilité et pour réduire le coût. Elle est ajustée pour le régime moyen de croisière (l'intervalle des régimes utilisés sur ces moteurs est beaucoup plus faible que sur les automobiles).

Au démarrage, l'avance risquerait d'être trop importante. Lors des premières inflammations, la combustion serait terminée nettement avant le P.M.H., rendant le travail du démarreur difficile et pouvant même provoquer une rotation en sens inverse par manque de moment cinétique.

Ce problème est résolu sur la plupart des moteurs de la manière suivante :

Au démarrage, le fait de pousser la clé du sélecteur magnéto sur la position démarreur ne met en fonctionnement qu'une seule des magnétos (généralement la gauche). Celle-ci est dotée d'un dispositif centrifuge rustique qui lui impose, en dessous de 800 tours/minute, une avance plus

faible que celle qui est nécessaire en croisière : c'est le linguet. Il est mis hors service par une masselotte dès que le moteur tourne normalement. Sur certains moteurs, les deux magnétos sont munies du linguet.

◇ *Circuit électrique de commande*

Les constructeurs automobiles et les avionneurs ont utilisé une philosophie profondément différente pour concevoir leurs commandes d'allumage.

Lorsque nous mettons le contact d'une voiture nous « fermons » un circuit comprenant, en série, la batterie, la bobine d'allumage et un contacteur rotatif appelé le rupteur.

Si le fil reliant le compartiment du moteur et la clé de contact se coupe, le moteur va s'arrêter. Ce n'est pas grave en général car la voiture est un véhicule évacuable après ralentissement.

Ce n'est pas le cas de l'avion.

Le fil reliant la magnéto au contact correspondant du sélecteur a pour rôle la mise à la masse de l'enroulement de la magnéto qui lui est reliée. En résumé ce fil a pour rôle lorsqu'il est actif d'empêcher la magnéto de provoquer l'étincelle.

En conséquence la coupure intempestive du câble électrique de liaison n'entraîne pas l'arrêt de l'allumage du jeu de bougies correspondant mais l'impossibilité de le neutraliser.

Si ce câble se détériore en vol, l'arrêt du moteur par utilisation de l'étouffoir ne permet pas de déceler l'arrêt des magnétos. D'où l'importance de **l'essai-coupure**.

Cet essai doit être de très courte durée, car la pipe d'échappement va rapidement se remplir d'un mélange carburé frais. Lors d'un rétablissement

tardif de l'allumage, on risque fort de la voir se transformer en bombe... le mélange étant mis à feu par les gaz d'échappement qui vont y pénétrer lors du rétablissement du contact.

Remarque :

Si le réglage d'une des deux magnétos venait à se décaler en vol, dans le sens de l'avance, il pourrait en résulter une baisse de puissance importante du moteur. C'est pour cette raison qu'il est possible, moyennant une sélection rapide pour identifier la coupable, de couper l'une des deux magnétos pendant le vol, en laissant bien sur l'autre en fonctionnement.

◇ *Conduite de l'allumage*

Voici quelques précautions à prendre pour assurer un bon fonctionnement de l'allumage du moteur.

Au ralenti, nous avons vu que du plomb métallique pouvait se déposer sur les bougies et les court-circuiter, supprimant de ce fait toute possibilité de voir éclater une étincelle entre les électrodes. L'action de l'additif dissolvant le plomb n'est pleinement efficace qu'au régime de croisière.

Il existe donc un risque, non négligeable, de voir le fonctionnement des bougies perturbé après un roulage au sol de longue durée. Si la sélection des magnétos, préalable à tout vol, montre une baisse de régime excessive sur l'une des deux, cela peut provenir d'un défaut de celle-ci (et alors le retour au parking s'impose), mais il est possible également que la baisse de régime soit provoquée par un court-circuit partiel des électrodes.

Il est parfois possible de distinguer les deux causes. Un défaut d'une magnéto provoque souvent une baisse irrégulière du régime, de mauvaises bougies amènent le moteur à tourner à un régime plus faible mais moins irrégulier. Il est possible de faire agir le produit dissolvant le plomb par un décrassage, en poussant un court instant le moteur à un régime voisin de la croisière. Il vaut mieux éviter un fonctionnement avec un mélange

pauvre qui, certes pourra brûler le plomb déposé, mais également les électrodes des bougies et la surface des pistons.

En revanche, il est fortement recommandé d'appauvrir, lorsque le carburateur ou le bloc d'injection est réglé un peu trop riche (fumée noire à l'échappement au roulage), en n'oubliant évidemment pas de régler convenablement la commande de richesse avant de décoller.

Les dangers graves qui menacent un moteur fonctionnant avec un régime trop pauvre sont moins présents au voisinage du ralenti, car les températures des divers organes exposés à la combustion sont alors beaucoup plus faibles qu'au régime de croisière.

Signalons que sur un flat-four, les deux bougies d'un même cylindre ne travaillent pas de la même manière du fait de leur montage. Elles sont toutes deux verticales, mais l'une est montée au dessus du cylindre, l'autre en dessous. La petite cavité contenant l'électrode isolée de la masse de la bougie inférieure débouche vers le haut. Cette bougie a donc tendance à s'encrasser : des gouttelettes d'huile microscopiques et de minuscules particules carbonées issues d'une combustion incomplète peuvent la remplir.

Le seul fait de fonctionner, c'est-à-dire de créer une étincelle tous les deux tours, a un effet nettoyant indiscutable, mais les bougies inférieures auront toujours un fonctionnement plus mauvais que les supérieures. Afin de régulariser le fonctionnement du moteur, le câblage entre les magnétos et les bougies est souvent croisé :

La magnéto gauche alimente les deux bougies supérieures des cylindres de gauche et les deux bougies inférieures des cylindres de droite et réciproquement.

Cela signifie qu'une magnéto alimente deux bougies basses et deux bougies hautes. On ne doit donc jamais laisser le sélecteur d'une magnéto

fonctionnant correctement sur la position arrêt, excepté brièvement lors de la sélection avant décollage.

Les bougies basses pourraient s'encrasser et ne fonctionneraient plus lors du repositionnement du sélecteur sur marche. C'est pour cette raison que toutes les « check-list » des avions à moteur à pistons recommandent fortement de revérifier une seconde fois, après la sélection, le positionnement du sélecteur sur les deux magnétos. Ceci préserve bien sûr de la panne d'une des magnétos au décollage mais préserve également de l'encrassage des deux bougies inférieures, concernées par un oubli éventuel.

En outre, l'équilibrage dynamique correct d'un flat-four n'est possible qu'avec les quatre cylindres en fonctionnement normal. Si un cylindre ne s'allume plus, ce qui résulte bien sûr d'une double panne, le niveau vibratoire sur le bâti moteur peut devenir trop important et conduire à sa destruction.

Si un de nos lecteurs rencontre un jour ces conditions, qu'il se souvienne rapidement qu'un atterrissage de fortune immédiat, moteur étouffé et magnétos coupées, laisse quelques chances de survie, alors que la dislocation du moteur n'en laisse aucune.

■ ***Le gr aissage***

Le graissage a deux rôles essentiels dans le fonctionnement du moteur :

- la diminution des frottements,
- la réduction de l'usure.

◇ *Action sur les frottements*

Contrairement à une idée reçue, le glissement relatif de deux surfaces dépolies appliquées l'une contre l'autre ne demande pas une dépense importante de travail.

Pour s'en convaincre imaginons que ces surfaces, vues avec un microscope très puissant, soient analogues à deux tôles ondulées dont le déplacement relatif est perpendiculaire à la direction des ondulations :



Si nous tirons vers la droite la pièce supérieure, il nous faudra une force importante pour l'ascension initiale de cette pièce. D'où un travail nécessaire, dans ces conditions particulières, à son déplacement vers la droite. Mais l'énergie potentielle ainsi accumulée sera intégralement restituée lors de la demi-alternance suivante : la pièce supérieure avancera toute seule et prendra une vitesse suffisante pour franchir la « vague » suivante.

Le frottement s'explique autrement.

Lorsque deux surfaces métalliques très dures et parfaitement polies sont mises en contact, elles collent littéralement l'une à l'autre et il faut déployer une force considérable pour les faire glisser.

Ce phénomène a permis l'invention du chemin de fer. Sans lui, les locomotives ne pourraient faire démarrer le train, monter une rampe ni ne pourraient le stopper car les roues patineraient. Il se manifeste également de façon spectaculaire dans les laboratoires de métrologie mécanique. Il existe des cales d'épaisseur de très haute précision appelées cales Johanson. Le polissage de leur surface est extraordinaire. Lorsqu'on applique deux de ces cales l'une contre l'autre elles adhèrent très fortement et l'épaisseur de leur empilement est exactement la somme des épaisseurs de chacune des cales.

L'adhérence résulte du contact intime que provoque le polissage parfait de ces cales et qui fait que les molécules de leurs surfaces sont presque aussi rapprochées que si la séparation n'existait pas. Les actions intermoléculaires peuvent donc se manifester.

Les pièces tournantes doivent être parfaitement polies lorsqu'elles sont supportées par des paliers, or ces actions moléculaires s'opposent à leur rotation.

Une quantité d'énergie importante est donc nécessaire pour assurer la rotation. Elle doit être obligatoirement empruntée à la puissance de sortie du moteur au détriment de son rendement et, de plus, elle est finalement dissipée sous forme de chaleur (principe de l'équivalence).

Pour éviter cette dissipation d'énergie importante et l'échauffement qui l'accompagne, nous devons intercaler un **film liquide** mince entre les deux pièces, afin qu'elles ne soient jamais en contact direct l'une avec l'autre.

De ce fait, nous remplaçons le frottement solide contre solide par une forme particulière de couche limite liquide. Celle-ci développe également des forces tangentielles s'opposant au mouvement mais elles sont beaucoup plus faibles que pour un frottement solide.

En outre, du fait que les deux surfaces métalliques ne sont plus en contact l'une avec l'autre pendant le fonctionnement, il y a réduction considérable de l'abrasion mutuelle qui résulterait de leur mouvement relatif.

◇ *Création du film liquide*

Il n'est pas toujours possible de parvenir à créer un film liquide continu, sans la moindre déchirure, entre les deux pièces. On peut néanmoins s'en approcher dans de nombreux cas.

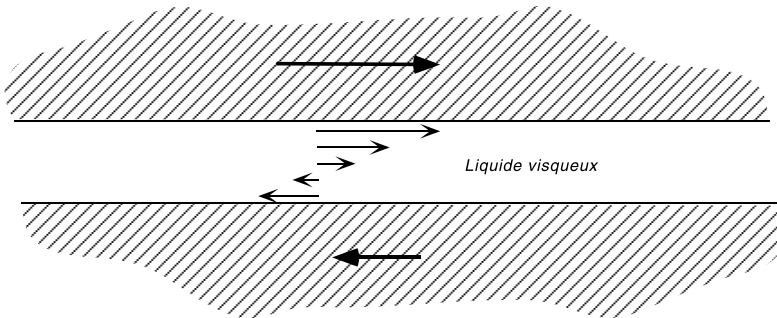
Si le film liquide ne permet pas d'éviter un contact localisé de deux pièces, on est en présence d'un **frottement médiateur imparfait**. C'est le cas des cames, des culbuteurs, des pistons dans les cylindres et des engrenages.

Lorsque le film liquide est continu, nous avons affaire à un **frottement médiateur parfait**. C'est le cas de l'arbre dans un coussinet.

Comment obtient-on le film liquide ?

La théorie du film d'huile est très complexe. Nous allons essayer d'en faire comprendre le principe essentiel.

Si nous utilisons pour créer le film un liquide visqueux, c'est à dire un liquide qui va créer des forces tangentielles importantes en présence d'un gradient de vitesse normal au mouvement, nous allons voir apparaître des pressions phénoménales dans ce liquide. En somme, les pièces vont littéralement être écartées l'une de l'autre : l'arbre va « flotter » dans son coussinet.



Le liquide doit donc être visqueux. C'est pourquoi l'eau est exclue de la liste. Sa viscosité, non nulle, est trop faible.

L'huile d'olive est cent fois plus visqueuse que l'eau. Elle n'a cependant qu'une viscosité correspondante aux huiles de graissage les plus fluides. Les huiles très visqueuses peuvent l'être 400 à 500 fois plus que l'eau.

Il ne suffit pas néanmoins d'employer un fluide visqueux, il faut aussi pour obtenir un film que le liquide puisse recouvrir les pièces métalliques d'une couche qui soit à la fois adhérente, stable et continue.

La qualité de l'huile correspondante à ces trois propriétés se nomme « onctuosité ».

L'adhérence est une propriété de l'ensemble liquide et solide à lubrifier. Telle huile peut parfaitement adhérer sur un métal donné et pas sur un autre : l'eau se colle au bois, mais glisse sur le beurre.

La stabilité de la couche d'huile dépend étroitement de la surface du métal et des traitements thermiques dont il a fait l'objet. Elle peut être améliorée par des additifs tels que le graphite.

La continuité résulte de la tendance naturelle de l'huile à s'étaler et à recouvrir totalement la surface à graisser. Elle dépend également des deux matériaux.

Le film d'huile ne peut être épais. Les forces intérieures ne peuvent être provoquées que par un formidable gradient normal de vitesse tangentielle et ce gradient n'est obtenu qu'avec un film mince. Cela impose un usinage extrêmement soigné des pièces à graisser. En particulier, les aspérités résiduelles doivent être nettement plus petites que l'épaisseur maximum possible du film.

Un polissage très soigné n'est donc pas réalisé pour réduire les frottements, mais dans le but de pouvoir se contenter d'une épaisseur très faible de lubrifiant.

Un ordre de grandeur : la surface d'un tourillon doit être usinée avec une précision de l'ordre de deux microns.

Une surface usinée avec cette précision présente un excellent poli. La moindre aspérité peut alors détruire la continuité du film d'huile.

Un moteur peut être rendu inutilisable et même irréparable s'il a fonctionné, même un court instant, sans graissage. Un tel fonctionnement peut créer des rayures beaucoup plus profondes que le micron !

Toutes les listes de vérifications du monde prévoient l'observation de la montée en pression de l'huile dans les secondes qui suivent la mise en route et demandent l'arrêt immédiat du moteur lorsque cette montée en pression n'est pas obtenue en moins d'une demi-minute.

En outre, un bulletin de service du constructeur américain Lycoming, conseille de ne jamais brasser manuellement un moteur en faisant tourner l'hélice à la main. En effet, la vitesse manuelle de rotation de l'arbre ne permet pas l'entraînement de la pompe à huile et le graissage correct du moteur. La moindre impureté pourrait endommager certaines pièces de façon irréversible.

Les micro-rayures gravées dans les paliers lorsque le moteur tourne sans graissage sont extrêmement défavorables à la formation du film d'huile en fonctionnement normal.

VIII.5. La lubrification d'un moteur d'avion

■ Ce qu'il faut graisser

C'est très simple : tout ce qui se touche et qui bouge !

Nous trouvons d'abord tout ce qui tourne :

Les paliers de vilebrequin et de l'arbre d'hélice, les paliers de l'arbre à cames, les manetons de bielle et les axes de piston, les axes de culbuteurs et tous les axes d'entraînement des accessoires.

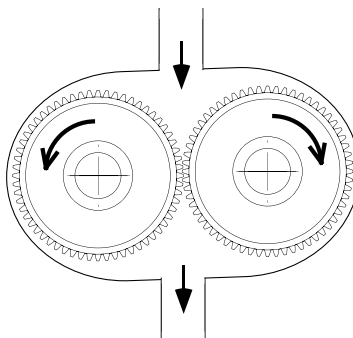
Puis tout ce qui frotte, roule ou s'entrechoque :

Les engrenages d'entraînement de l'arbre à cames et des accessoires, les cames et poussoirs hydrauliques, les culbuteurs, les tiges de soupapes et leur ressorts et même... les pistons dans les cylindres !

■ Le système de graissage

Ce système comprend d'abord un réservoir d'huile qui est le plus souvent le fond du carter sur les moteurs actuels.

L'huile est prélevée, au travers d'un premier filtre, par une pompe très souvent « à engrenages ». Voici la description d'une telle pompe.



Un boîtier contient deux roues dentées engrenées tournant en sens inverses. L'auget est le volume laissé libre entre deux dents. Les augets de l'extérieur, c'est à dire tournant contre les parois de la pompe, peuvent se remplir d'huile tandis que les augets qui s'engrènent en contiennent

très peu. La circulation s'établit de la cavité d'entrée à la cavité de sortie.

L'huile sortant de la pompe a subi un échauffement important. En outre, la circulation d'huile participe au refroidissement du moteur. Elle a donc fortement tendance à s'échauffer.

Beaucoup de petits moteurs d'avions sont équipés d'un radiateur d'huile formé par un échangeur huile-air situé à la partie inférieure de l'avant du capotage moteur. Ce radiateur reçoit l'huile à la sortie de la pompe.

Pour la sécurité, une soupape le court-circuite en cas de fuite ou d'obstruction. Dans ces conditions l'huile poursuit son cheminement en évitant le radiateur. Si le pilote voit un jour la température de l'huile augmenter brutalement, tout en restant dans des limites admissibles, cela provient peut-être du déclenchement de cette soupape. Il suffit de se diriger vers l'aérodrome le plus proche en demandant le moins de puissance possible au moteur.

L'huile passe ensuite dans un régulateur de pression, le plus souvent constitué par un clapet fermé par un ressort. Lorsque la pression excède le tarage du ressort, l'excédent de débit retourne au réservoir.

La pompe est dimensionnée pour une consommation supérieure à celle du moteur en fonctionnement normal.

L'huile est ensuite distribuée vers tout ce qui doit être graissé par un système très étudié de conduits et d'orifices. En général, un conduit principal longitudinal part du régulateur et alimente d'abord les paliers de vilebrequin et d'arbre à cames, tandis qu'un canal permet la circulation de l'huile à l'intérieur du vilebrequin et un autre dans les bielles alimente les axes de pistons. Les deux culbuteurs de chaque cylindre sont enfermés dans des boîtes étanches.

Le graissage des cylindres se fait par aspersion à l'aide d'un circuit spécial ou tout simplement par l'émulsion résultant de la rotation du vilebrequin dans le carter.

Le retour de l'huile ayant servi au graissage des cylindres s'effectue par les segments, qui servent également à l'étanchéité du piston car l'huile ne doit en aucun cas fuir dans les pipes d'échappement. Le dernier segment présente souvent une forme spéciale qui le fait nommer segment racleur et le fond de sa gorge dans le piston est percé de petits trous ramenant l'huile vers l'intérieur de ce piston, donc vers le carter.

En fonctionnement, la totalité du circuit de graissage est remplie d'une matière ressemblant fortement à la mousse de la bière. La bière, c'est l'huile.

Le retour de l'huile s'effectue le plus souvent par gravité. Les avions de voltige doivent donc posséder un dispositif supplémentaire avec un clapet spécial créant en fait deux possibilités différentes de circulation et de retour.

La circulation d'huile favorise énormément l'équilibre thermique. Sur de nombreux petits moteurs, le carburateur (ou le bloc d'injection) baigne dans l'huile. Cela présente deux avantages :

L'huile est refroidie par l'air rentrant dans le moteur et par l'essence avant combustion.

L'essence est réchauffée, ce qui va favoriser sa vaporisation.

Un reniflard sert à éviter les surpressions d'huile dans le carter, pouvant par ailleurs être nuisibles à la puissance de sortie du moteur.

■ Le lubrifiant

L'huile est un produit de haut niveau fabriqué par une industrie de pointe.

Elle doit conserver pendant le fonctionnement les qualités qui ont conduit à son choix. En particulier elle doit rester propre pour trois raisons :

- la continuité du film d'huile,
- l'abrasion possible des surfaces graissées par des particules,
- l'effet nettoyant sur le moteur.

L'huile ramasse les résidus solides de la combustion, suie et goudrons. Ces résidus pourraient à la longue s'agglomérer (ils sont collants) et colmater certains orifices de circulation indispensables au graissage. Les raffineurs lui ajoutent donc des additifs **dispersants** qui résolvent ce problème mais qui n'empêchent nullement l'huile de se salir... Les résidus subsistent mais ne s'agglomèrent plus.

La maintenance périodique la plus importante du moteur consiste donc à renouveler l'huile de graissage, à nettoyer les éléments démontables des filtres et à changer les cartouches filtrantes jetables. Ces opérations doivent être effectuées en conformité avec le cycle approuvé décrit dans les documents accompagnant l'avion.

Ne pas oublier que l'huile, à la longue, peut perdre les qualités qui permettent l'apparition du film et que, en particulier, sa viscosité peut varier.

Cette viscosité varie fortement avec la température. Le raffineur fournit des huiles ayant une viscosité donnée pour une gamme bien définie de températures.

Le constructeur du moteur recommande généralement l'utilisation d'une huile minérale pure, c'est à dire fabriquée à partir des dérivées du pétrole et non dispersante, pendant les premières heures de fonctionnement.

Par la suite il préconise généralement des huiles de synthèse, dispersantes et de viscosité adaptée à la saison.

Il est possible, exceptionnellement, de mélanger des huiles de même nature et de viscosité différente mais il ne faut jamais mélanger de l'huile minérale avec de la synthétique et de la dispersante avec de la non dispersante.

■ *Incidents de gr aissage*

Le moteur ne peut fonctionner, même un court instant, sans graissage : nous savons que sa puissance de sortie serait immédiatement diminuée par l'apparition de frottements internes importants.

Ces frottements vont de plus produire un échauffement énorme (premier principe de la thermodynamique) pouvant conduire à l'incendie en vol.

L'instrument de base permettant de s'assurer du bon déroulement du graissage est donc le manomètre mesurant la pression de l'huile. Une chute de pression doit impérativement conduire à la décision de stopper le moteur.

Toutefois, la panne du manomètre de pression ne doit pas conduire à cette décision dont les conséquences peuvent être tragiques.

Comment lever le doute ?

Par l'observation de la température. La double panne d'instrument est très peu probable. Les manuels de vol prévoient donc la consultation du thermomètre et indiquent la conduite à tenir suivant les cas.

Il existe pourtant un symptôme fournissant une aide importante au diagnostic et qui ne figure que rarement dans les manuels...

La dissipation interne considérable d'énergie résultant d'une véritable panne de graissage va modifier le bruit du moteur.

Si la chute de pression s'accompagne d'une modification importante de ce bruit, en particulier d'une augmentation, il est extrêmement probable que le moteur va « lâcher » dans les secondes qui suivent.

Il existe des équipements anti-bruit qui, outre le confort de pilotage qu'ils apportent, privent leurs utilisateurs de renseignements sur le bruit du moteur et, conséquemment, peuvent devenir dangereux. Il est donc recommandé de ne pas utiliser de tels dispositifs et de rester attentif au ronronnement de l'avion...

VIII.6. Le refroidissement

Nous avons vu qu'en moyenne, pour un moteur à allumage commandé, le travail utile se situait aux alentours de 27 joules lorsqu'un équivalent énergétique de 100 joules de carburant était consommé.

Restent donc 73 joules dont nous avons indiqué approximativement la répartition.

Les pertes par échappement représentent environ 45 à 50 joules, c'est-à-dire la moitié de la puissance apportée par le carburant. De ce fait, elles n'ont pas besoin d'être évacuées par le système de refroidissement (heureusement, car le moteur deviendrait une véritable chaudière !).

Lors de l'ouverture de la soupape d'échappement la pression dans la chambre est plus élevée que la pression atmosphérique et une énergie mécanique importante est évacuée en pure perte dans l'atmosphère.

Le montage d'une turbine de détente sur l'échappement permet de récupérer de l'énergie mécanique. Sur la totalité des réalisations actuelles, cette énergie mécanique n'est pas utilisée sur l'arbre de sortie mais sert à l'entraînement d'un compresseur de suralimentation à l'admission.

Les « pertes par parois » représentent 15 joules environ par 100 joules consommés par le moteur. Soit environ la moitié de la puissance mécanique de sortie du moteur. C'est énorme !

Un moteur de petit avion développe environ 120 kilowatts, il en consomme donc environ 360, mais il faut évacuer la chaleur équivalente à 60 kilowatts. Approchez les mains d'un radiateur électrique de 1 à 2 kilowatts... et vous comprendrez que cette évacuation peut poser des problèmes.

Les premiers moteurs d'avion étaient refroidis par air. Ceux qui volent de nos jours le sont également.

Mais il fut un temps où l'on a équipé les moteurs d'un circuit de refroidissement par circulation de liquide, comme les voitures. En effet, les moteurs à pistons de fortes puissance étaient des moteurs en étoile, relativement faciles à refroidir par l'air ambiant et qui développaient des puissances colossales (le Chance Vought Corsair F4 était équipé d'un moteur pouvant fournir plus de 3 000 CV).

La surface frontale de ces moteurs était importante. Pour réduire le maître couple du fuselage ou de la nacelle motrice les motoristes ont donc essayé d'aligner les cylindres au lieu de les étaler en pétales de marguerite devant le courant d'air. Mais lorsqu'on aligne 6 ou 8 cylindres dans le sens longitudinal de l'avion, il devient difficile de refroidir convenablement ceux qui se trouvent en queue de file, car l'air ayant traversé les ailettes des premiers cylindres devient brûlant...

D'où l'idée d'établir une circulation de liquide dans des chemises construites dans ce but autour des cylindres. La chaleur devant toutefois être évacuée dans l'atmosphère le liquide est envoyé ensuite dans un échangeur liquide-air, analogue au « radiateur » des automobiles...

Il a donc existé des moteurs en ligne, en double ligne et même en quadruple ligne sur des avions de combat à hélice.

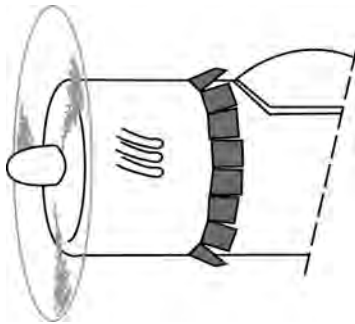
Le Supermarine Spitfire disposait d'un radiateur situé sous une des ailes, sur le North American Mustang il était situé sous le fuselage. Ces avions avaient des moteurs d'une puissance inférieure à 2 000 CV, alors que pour obtenir des performances un peu supérieures, les avions à moteur en étoile devaient disposer de nettement plus de 2 000 CV.

■ Circuit de refroidissement par air

Autrefois on montait le moteur devant l'avion, à l'air libre. Cela permettait un refroidissement passable du moteur mais était la cause d'un très mauvais écoulement autour du fuselage et surtout des gouvernes.

Puis on n'a laissé dépasser que les cylindres. Ce n'était guère mieux.

Le premier système de refroidissement « correct » a été le célèbre capot NACA, l'organisme ancêtre de la NASA.



L'idée de base était que le moteur, le fuselage et le circuit de refroidissement du moteur devaient faire un « tout » aérodynamique.

Sur les petits moteurs actuellement en service, l'air est prélevé généralement derrière l'hélice, ce qui facilite grandement sa circulation au point fixe. L'échange de chaleur entre la paroi des cylindres et l'air s'effectue par le

biais d'ailettes dont l'étude est très complexe. En effet, trop serrées elles freineraient la circulation de l'air et trop écartées les échanges de chaleur seraient réduits. Elles ne doivent pas être trop longues car dans ce cas leur extrémité serait inutile mais assez longues pour permettre un échange suffisant. A titre de curiosité, leur section idéale serait parabolique mais elles sont rarement fraisées ainsi.

Elles sont complétées par des déflecteurs et carénages assurant une ventilation correcte des bougies, des culasses, des sièges de soupape d'échappement et du départ des pipes d'échappement.

De même, le carénage du moyeu de l'hélice et le capot font partie intégrante du circuit de refroidissement. C'est pourquoi la vérification de la fixation du cône d'hélice est incluse dans presque toutes les listes de vérifications. L'absence de ce cône risque fort d'entraîner une très forte diminution du débit d'air de ventilation. Lors d'une perte en vol, sur un avion non muni d'un thermomètre de culasse, il est prudent de se diriger vers l'aérodrome le plus proche en demandant le moins de puissance possible au moteur.

Toutes les petites pièces assurant l'étanchéité du conduit de l'air de refroidissement contribuent également à cette fonction, en particulier les joints en matière souple doivent être en bon état et se plaquer convenablement contre les capots mobiles.

L'air sort généralement à l'arrière de la partie inférieure du capot moteur. Cela a pour effet d'écarter les gaz extrêmement nocifs d'échappement du dessous du fuselage, diminuant fortement, en conditions de fonctionnement normales, la probabilité d'infiltration.

Un autre avantage est de diminuer la couche de résidus carbonés pouvant souiller le dessous du fuselage.

Garder toujours à l'esprit la remarque suivante :

Toute modification du circuit de refroidissement, même si elle semble peu importante, peut affecter profondément l'écoulement de l'air.

■ **Précautions d'emploi**

Il ne suffit pas qu'un moteur ne soit pas trop chaud pour qu'il tourne normalement. Il est absolument indispensable qu'il soit approximativement en état d'équilibre thermique.

L'alésage d'un cylindre est usiné avec une extrême précision, selon des cotes définies et doit avoir une section parfaitement circulaire.

L'imprécision résiduelle se nomme « faux rond » et le motoriste cherche à le réduire par tous les moyens à sa disposition. Une conséquence fâcheuse d'un faux rond est l'apparition de contraintes importantes lors du mouvement du piston dans ce cylindre. Ces contraintes sont les plus dangereuses pour la tenue du moteur car l'ensemble cylindre-piston est une partie très délicate.

Or la face avant du cylindre refroidi par air va indéniablement être plus froide que la face arrière, cette dernière recevant de l'air partiellement réchauffé par la face avant. Les cotes d'usinage ont été déterminées pour tenir compte de ce défaut en fonctionnement continu normal, c'est à dire lorsque l'équilibre thermique est atteint. Mais un moteur refroidi par air n'aime pas les régimes transitoires.

Le premier décollage est un régime transitoire.

Il faut absolument résister à la tentation d'augmenter le dégagement de chaleur en faisant tourner le moteur à régime élevé car les tensions internes qui se produiraient dans ces conditions risqueraient de produire une avarie grave. Le réchauffage doit être effectué à faible régime.

Tous les constructeurs d'automobiles préconisent également de ne jamais emballer un moteur froid.

Par temps très froid, il serait parfois très long, voire impossible, d'atteindre la température minimale de l'huile. Quelle attitude doit-on adopter dans ces conditions ?

Ce qui compte principalement ce n'est pas la température, mais **l'équilibre thermique** du moteur. Une attente suffisamment longue permettra toujours d'effectuer le décollage.

La descente prolongée, parfois nécessaire, est également un régime transitoire.

Il est parfois préconisé d'effectuer périodiquement des petits réchauffages de quelques secondes qui peuvent en fait être nuisibles. Lors de chacune de ces actions, nous demandons de la puissance à un moteur qui est loin de son équilibre thermique et les dégâts occasionnés sont cumulatifs.

Il vaut mieux dans ces cas là diminuer progressivement la pente de descente, en remettant progressivement de la puissance. Dans le cas où la descente doit se terminer par un palier, celui-ci doit être effectué à la plus faible puissance possible. En particulier, ne pas se précipiter sur les commandes de sortie des « traînées » !

Ne pas non plus effectuer des « remises de gaz » brutales, manettes en bout de course, après une descente finale assez longue. Dans le cas d'une approche interrompue aux instruments, par exemple, où une forte pente peut être demandée, on tolère cependant une exception.

VIII.7. Le dégivrage

Lorsque le moteur est givré, il s'arrête et il n'est alors plus possible de le dégivrer puisque seul son fonctionnement permet l'utilisation du dégivrage.

Il ne faut donc pas attendre les conséquences du givrage, car il serait trop tard. On devrait ainsi parler d'antigivrage.

■ Description du phénomène de givrage

Lorsque l'avion vole dans les conditions suivantes :

- température statique comprise entre $+30^{\circ}\text{C}$ et -10°C ,
- humidité relative de la masse d'air supérieure à 50 %.

Ces conditions peuvent se rencontrer en plein été, en particulier lors de la traversée de couches humides telles que la base des nuages, ou à l'altitude de la base des nuages même si l'on vole loin de ces nuages...

Le moteur peut être soumis au phénomène météorologique que nous allons décrire et qui peut apparaître en trois endroits bien précis de son circuit d'admission.

Un dépôt de glace peut se produire dans la manche d'entrée de l'air, jusqu'au col du venturi du carburateur. Ce cas est lié essentiellement à la présence dans l'atmosphère de gouttelettes d'eau en surfusion pouvant également givrer la cellule, le pied du pare-brise ou le bord d'attaque des ailes. Dans ce cas, si le dépôt est limité aux endroits que nous venons d'indiquer, son effet est de diminuer progressivement la section d'entrée de l'air, donc la puissance, sans provoquer l'arrêt complet du moteur. L'épaisseur de ce dépôt dépend étroitement du dessin de la manche d'entrée. Certains avions résistent donc mieux que d'autres à ces conditions.

Un dépôt de glace peut se produire autour du papillon du carburateur. S'il reste minime, la perte de puissance est réduite mais toute manœuvre de ce papillon peut être bloquée.

Un dépôt de glace peut se produire à l'intérieur du gicleur « compensateur » que nous avons sommairement décrit avec le carburateur. Il peut alors provoquer un arrêt presque immédiat du moteur.

Nous voyons déjà que le moteur à injection est protégé du cas n° 3, mais pas des deux autres. Nous avons évoqué, pour ce moteur, la possibilité de givrage du petit Pitot de mesure de la vitesse de l'air, givrage entraînant le passage immédiat au débit de ralenti.

Étudions particulièrement le cas n° 3, car il est la source principale des ennuis dus au givrage.

Aux possibilités de givrage propres à l'atmosphère traversée, s'ajoute le refroidissement supplémentaire dû à la vaporisation de l'essence.

■ **Notions sur les chaleurs « latentes »**

Prenons de l'eau à 15 °C et chauffons-la doucement dans un récipient parfaitement isolé, en mesurant la température et la quantité de chaleur apportée à cette masse d'eau.

Au début, nous constatons que l'élévation de température reste proportionnelle à l'énergie apportée. La relation est bien connue : il faut dépenser 4,18 joules pour élever de un degré la température de un gramme d'eau, soit 4 180 joules pour un kilogramme.

Les physiciens disent que l'équivalent énergétique de la chaleur spécifique de l'eau est de 4 180 joules par °C, pour un kilogramme. Cette valeur n'est exacte que pour le passage de 15 à 16 °C, mais sa variation n'est pas grande entre 0 et 100 °C.

Puis nous finissons par atteindre 100 °C et l'eau commence à bouillir, à la pression atmosphérique du niveau de la mer.

Pendant que l'eau se transforme en vapeur, elle conserve sa température de 100 °C, même si on poursuit le chauffage. Tant qu'il y a encore de l'eau, cette température reste à 100 °C, elle ne s'élève pas.

Il faut énormément d'énergie pour transformer l'eau en vapeur. Beaucoup plus que pour élever sa température. On peut dire qu'un corps « résiste au changement d'état ». Il absorbe beaucoup d'énergie lorsqu'il passe de l'état liquide à l'état gazeux.

Le phénomène est réversible. On pourrait montrer que le passage de l'état de vapeur à l'état liquide dégagerait beaucoup de chaleur.

La chaleur fournie est donc une chaleur latente. Elle correspond à un changement d'état physique, non à une variation de température.

■ **Échanges thermiques dans le carburateur**

Lorsque l'essence se vaporise, elle emprunte de l'énergie à l'air qui l'entoure. Pour s'en convaincre, déposons une goutte d'éther pharmaceutique dans la paume de la main : on se donne immédiatement une sensation de froid due à la volatilité de ce liquide.

L'essence refroidit donc l'air lorsque ses gouttelettes se vaporisent.

Compte tenu du faible dosage de l'essence dans l'air, nous pourrions nous demander si le phénomène peut être réellement dangereux. Une analyse rapide, mais insuffisante, montrerait effectivement que le danger n'est pas là.

Si le gicleur n'était que le simple « double venturi » décrit précédemment, il ne pourrait y avoir givrage.

Avec ce gicleur simple, la vaporisation ne porte que sur 15 % de l'essence mélangée à l'air. Le reste de la vaporisation s'effectue pendant le cheminement dans les pipes d'admission et surtout pendant la compression, dans le cylindre.

L'équivalent de la chaleur spécifique de l'air est de 1 000 J/kg, dans tous les cas à pression presque constante.

L'équivalent de la chaleur spécifique de l'essence est de 2 090 J/kg, (à comparer à celle de l'eau, dont la valeur est de 4 180 J/kg).

L'équivalent de la **chaleur latente de vaporisation** de l'essence est de 313 500 J/kg. Ce chiffre matérialise parfaitement les particularités du changement d'état : il faut 150 fois plus d'énergie pour vaporiser de l'essence que pour faire monter sa température de un degré.

Il doit passer dans le carburateur 1 kg d'essence chaque fois que passent 14 kg d'air, mais il ne s'en vaporise qu'environ 15 %. La chaleur absorbée par cette vaporisation est donc équivalente, pour chaque kilogramme d'essence, à :

$$313\,500 \times 1 \times 0,15 = 47\,025 \text{ joules}$$

Cette chaleur est empruntée à la fois à l'air et à l'essence liquide, exactement à 14 kg d'air et au kilogramme d'essence qui lui correspond. L'abaissement de température résultant qui en découle est :

$$\Delta t = 47\,025 / (14 \times 1\,000 + 1 \times 2\,090),$$

soit environ 3 degrés. Il n'y aurait donc, en première analyse, que très peu de chances de voir givrer le carburateur.

Mais dans le gicleur complémentaire, qui prend le nom d'**émulseur**, on entoure le gicleur principal d'un fourreau où s'effectue un brassage important entre un débit d'air secondaire (produit dans ce but) et de l'essence. En particulier de l'essence et des bulles d'air cheminent dans la même canalisation sur une longueur relativement importante.

Le débit de ce dispositif est relativement faible par rapport au débit du gicleur principal, mais dans ce fourreau, deux relations s'ajoutent pour refroidir le mélange bien que le débit d'essence y soit, répétons-le, beaucoup plus faible :

Le pourcentage de l'essence dans le mélange créé par l'émulseur est plus fort que le pourcentage du mélange chimiquement parfait.

Il s'y vaporise, proportionnellement, beaucoup plus d'essence que dans le débit principal.

Le pourcentage d'essence vaporisée dans l'émulseur atteint les 2/3 de la quantité d'essence qui y pénètre. (Insistons encore sur le fait qu'il n'y pénètre qu'une fraction de l'essence totale consommée par le moteur).

Dans l'émulseur, il ne passe que 5 kg d'air pour un kilogramme d'essence (appelons que son rôle est d'enrichir le mélange aux faibles débits d'air).

L'équivalent énergétique de la chaleur absorbée par la vaporisation de l'essence lorsque l'émulseur « consomme » un kilogramme d'essence est donc de $313\,500 \times 1 \times 0,66 = 210\,000$ joules.

Et l'abaissement de température dans la fraction de mélange traversant l'émulseur est donc de $At = 210\,000 / (5 \times 1\,000 + 1 \times 2\,090)$, soit près de 30 degrés.

Le point à réchauffer le plus activement dans un carburateur pour éviter le givrage est l'émulseur.

En résumé :

Le débit de l'air traversant ce dispositif n'est environ que de 10 % du débit total d'air rentrant dans le moteur. Comme l'essence prend de la chaleur dans une quantité d'air beaucoup plus faible, l'abaissement de température

devient très important et approche des valeurs de quelques dizaines de degrés.

Il est admis par les motoristes qu'il est donc nécessaire de pouvoir élever de 40 °C à 50 °C la température de l'air entrant pour prévenir complètement le givrage de l'émulseur.

■ **Le dégi vrage des petits moteurs**

◇ *Cas des moteurs munis de carburateur*

Le seul dispositif restant en service de nos jours consiste tout simplement à chauffer l'air entrant, exactement comme le ferait le chauffage de la cabine, en le faisant circuler autour d'une ou de plusieurs pipes d'échappement pour le réchauffer de quelques dizaines de degré.

◇ *Cas des moteurs à injection*

L'absence d'émulseur fait que l'accroissement de température nécessaire est nettement plus réduit. On constate que la plupart du temps, les constructeurs se contentent d'un simple prélèvement d'air derrière les ailettes d'un des cylindres arrière.

■ **Utilisation du dégi vrage**

Admettre de l'air réchauffé, c'est accepter *ipso facto* une diminution de la puissance maximum disponible. Si cette puissance maximum n'est pas indispensable à l'instant considéré, cela n'est pas grave ; dans le cas contraire, le remède peut être pire que le mal.

Le fonctionnement avec de l'air réchauffé n'est pas sain pour le moteur. La détonation peut apparaître lorsque la puissance demandée est importante. Des dépôts de calamine (résidu charbonneux de la combustion du

carburant) peuvent se former à la longue sur les bougies et les sièges des soupapes d'échappement.

Le réchauffage de l'air admis provoque un enrichissement du mélange, comme le ferait un accroissement de l'altitude de vol.

De tout cela résulte la première règle sacro-sainte et qui n'admet, ce qui est rare, aucune exception :

LA MEILLEURE DES PRÉVENTIONS CONTRE LE GIVRAGE CONSISTE À ÉVITER LA PÉNÉTRATION DANS UNE ZONE GIVRANTE.

Il est rare de nos jours de voir en exploitation des avions à motopropulseur autorisés en conditions givrantes connues. L'antigivrage est donc un dispositif de prévention dont l'utilisation doit rester exceptionnelle.

Ce n'était pas le cas, bien sur, pour les vieux avions de ligne à motopropulseurs. Le célèbre Douglas DC-3 était équipé d'un système de dégivrage plus performant que celui des avions légers en service de nos jours. Un Constellation pouvait effectuer un vol prolongé en conditions de givrage important, alors que les petits bimoteurs actuels doivent l'éviter à tout prix.

■ **Procédures d'emploi**

Au dessus de 30 °C, la probabilité de givrer est faible, comme elle l'est en dessous de - 10 °C. Dans ce cas, les micro-cristaux de glace éventuellement présents dans l'atmosphère cheminent jusqu'au cylindre sans grand risque d'adhérer à quoi que ce soit avant leur fusion dans ce dernier.

Quelle que soit la température, une humidité relative très faible – caractérisée par une grande transparence de l'atmosphère – diminue fortement le risque de givrage.

◇ *Symptôme de baisse de puissance*

Une baisse de puissance sur avion équipé d'une hélice à calage fixe est décelable par une baisse de régime non commandée par le pilote ni provoquée par une diminution importante de la vitesse (mise en montée).

Une baisse de puissance sur avion équipé d'une hélice à calage variable actionnée par un régulateur tachymétrique (avion obligatoirement muni d'un manomètre de pression d'admission) est décelable par une diminution spontanée de cette pression. Nous allons appliquer ce que nous venons de décrire à une hélice réellement existante.

◇ *Procédures*

Au roulage :

L'utilisation du dégivrage n'est pas recommandée, bien que non proscrite. L'air admis dans le moteur n'étant plus filtré, une particule dure peut s'insérer entre le cylindre et le piston et causer une avarie au moteur.

La durée de l'essai au point fixe du dispositif doit donc être la plus courte possible. Cet essai peut même être omis en ambiance poussiéreuse lorsque le risque de givrage est nul.

Au décollage :

Lorsque le papillon est en position de pleine ouverture, que ce soit au décollage ou en vol, la probabilité de voir apparaître le givrage est tellement faible qu'elle peut être négligée.

En montée :

Lorsque le moteur est réglé pour donner plus de 80 % de sa puissance maximum, le dégivrage ne devrait pas être utilisé, à moins que des symptômes n'apparaissent.

Si le dégivrage est employé, se souvenir qu'il augmente la richesse du mélange et que les effets de cet accroissement peuvent être pris inconsiderément pour des symptômes de baisse de puissance.

Dans ce cas, il est recommandé, lorsque le dégivrage est appliqué, de réduire la richesse lentement en observant attentivement le fonctionnement du moteur jusqu'à obtention d'une rotation régulière. Tant que le régime augmente, nous pouvons continuer à réduire la richesse. Stopper impérativement la manœuvre et revenir très légèrement en arrière lorsque le gain en régime devient nul.

Dès la sortie de la zone givrante, couper le dégivrage et réajuster la richesse en montée, conformément aux consignes normales de l'avion.

En croisière :

La position normale du dégivrage est l'arrêt.

Lorsqu'il y a présomption de givrage, ou lorsque l'avion traverse une zone probablement très humide, quelle que soit la température, il faut impérativement guetter les symptômes de baisse de puissance.

En cas d'apparition, tirer immédiatement la commande de dégivrage à fond et la repousser lentement jusqu'au rétablissement de la puissance initiale.

Ne rétablir les conditions de réglage initial que lorsqu'on est certain de la fusion totale de la glace, sinon, conserver le dégivrage en fonctionnement tant que persistent les présomptions.

N'utiliser une position intermédiaire de la commande de dégivrage que sur avions munis d'un thermomètre de carburateur.

Ne plus utiliser le dégivrage en dessous d'une température extérieure de - 10 °C.

En approche et à l'atterrissage :

La commande de dégivrage doit être normalement sur arrêt en approche. Lorsqu'il y a présomption de givrage, la commande doit être enclenchée à fond.

Si la pleine puissance doit être appliquée pendant une approche (cas d'une remise de gaz), le chauffage doit être repositionné sur arrêt juste avant la remise en puissance. Se référer au Manuel de Vol.

A titre de précaution, il n'y a pas d'inconvénient à appliquer le dégivrage pendant une approche, pourvu qu'il soit coupé très rapidement en cas d'interruption d'approche ou de touché-décollé.

Conclusion : Puisque nous savons qu'après l'arrêt du moteur dû au givrage il est vraiment trop tard pour dégivrer...

« Dans le doute, dégivrez ! ... mais n'y restez pas trop longtemps ».

VIII.8. Le démarrage

La puissance fournie augmente avec le régime. Au régime minimum, elle est nulle et le moteur tourne uniquement pour entraîner ses propres accessoires. Tout ralentissement en dessous de ce régime conduit à l'arrêt, c'est le **calage**.

Pour que le moteur démarre, il faut donc l'accélérer au moins jusqu'à ce régime minimum.

Le bilan énergétique correspondant à ce régime minimum est très différent sur automobile et sur avion. Sur automobile existent à la fois la position de point mort de la boîte de vitesse et la possibilité de découpler le moteur du reste de la transmission (débrayage). Sur avion, le moteur reste couplé avec l'hélice et cette dernière absorbe de la puissance au régime minimum.

Il faut donc accélérer le moteur et l'hélice jusqu'au régime où le moteur est capable de fournir une puissance entretenant la rotation de l'hélice. La puissance d'un démarreur d'avion doit donc être supérieure à celle d'un démarreur d'automobile puisqu'il doit accélérer l'ensemble. L'hélice absorbe de l'énergie pendant cette séquence pour deux raisons :

- elle absorbe une puissance pour tourner,
- elle a besoin d'une énergie pour accroître son moment cinétique.

■ **Historique du démarrage des moteurs d'avion**

Aux temps héroïques, le seul démarreur existant puisait son énergie dans le travail musculaire d'un ou de plusieurs opérateurs humains.

Il était parfaitement possible de démarrer un moteur de DC-6 ou de Constellation à la main. Il fallait passer une corde autour d'une pale d'hélice, passer tout juste le P.M.H. actif, enlever la corde et mettre en route une bobine reliée à un vibreur et aux bougies. Il ne fallait pas oublier auparavant de diluer le lubrifiant figé avec de l'essence, un circuit spécial du moteur le permettait. L'énergie musculaire ne servait qu'à positionner convenablement le vilebrequin en plaçant un ou plusieurs cylindres juste après le P.M.H. actif.

Très mauvais effet sur les passagers.

Il y a eu des démarreurs à air. L'avion était muni d'une pompe avec levier démontable. Après une centaine de coups de pompe nécessaires au gonflage d'une bouteille, de l'air comprimé était envoyé dans des canalisations spéciales et actionnait le moteur. L'avantage énorme était que l'opération pouvait être renouvelée jusqu'à épuisement physique de l'opérateur du levier. C'étaient les « gonfleurs d'hélice ».

Le démarreur à volant d'inertie permettait également des essais successifs jusqu'à épuisement physique complet. Il était même possible de lancer le volant en tournant une manivelle, de ranger la manivelle, de s'installer

dans le cockpit et de faire démarrer le moteur par emprunt de l'énergie cinétique stockée.

Tout cela est révolu, sauf dans les collections.

Seul subsiste le système qui accumule l'énergie fournie par le moteur en fonctionnement dans un accumulateur électrique, en utilisant un alternateur et un redresseur.

Un accumulateur électrique moderne est capable d'emmagasiner une formidable énergie sous petit volume, avec une masse acceptable pour un avion. Sa recharge est assurée par le fonctionnement même du moteur. Pour que le système ne tombe pas dans un cercle vicieux, il faut donc assurer le démarrage. Même si la batterie est déchargée, il subsiste la possibilité de connecter une source d'énergie extérieure à l'avion.

Reste ensuite à transformer l'énergie électrique accumulée en travail. Ceci est réalisé par un moteur électrique convenablement dimensionné. Les moteurs électriques présentent l'énorme avantage d'avoir un excellent rendement : ce n'est pas de la chaleur qui est transformée en travail.

■ **Le démarrage des moteurs d'aujourd'hui**

◇ *Stockage de l'énergie*

Nous utilisons l'accumulateur électrique. Le principe en est le suivant :

On immerge deux électrodes de grande surface, réalisées dans un métal approprié, dans un liquide convenablement choisi et l'on réalise une électrolyse en connectant les électrodes à une source de courant.

Une réaction chimique réversible s'effectue et un composé différent se forme sur chacune des plaques par combinaison de l'électrolyte avec le métal de celles-ci.

Il est possible ensuite de retrouver une très grande partie de l'énergie fournie pendant cette électrolyse sous forme d'une décharge qui restitue l'accumulateur dans son état initial.

L'énergie a été stockée sous forme chimique par modification réversible de la surface des électrodes et de la concentration de l'électrolyte.

La capacité de la batterie s'exprime communément en ampère par heure. Ce produit est relié à l'énergie stockée, mais ne la représente pas directement (le produit d'une intensité par un temps n'est pas homogène à un travail).

A titre d'exemple, une batterie ayant une tension à ses bornes au cours de la décharge de 12 volts et une capacité de 60 ampère.heure peut fournir un travail de $12 \times 60 \times 3\,600 = 2,6 \cdot 10^6$ joules, soit 12 fois moins qu'un litre d'essence. Mais le litre d'essence doit utiliser environ 10 mètres cube d'air pour brûler. Ces 2,6 millions de joules peuvent quand même élever une masse de 100 kilogrammes sur une hauteur de 2 600 mètres...

L'énergie stockée dans une batterie est très grande, n'oubliez jamais de couper la batterie avant un atterrissage forcé. Tous les mécaniciens savent qu'il faut être très prudent lorsqu'on manipule une clé destinée à serrer un écrou relié à une borne de la batterie. Le moindre contact avec la masse de l'avion peut provoquer des brûlures graves et mettre le feu à l'avion.

C'est pour cette raison que les professionnels branchent d'abord la borne positive et assurent son serrage avant de connecter la borne négative à la masse, contrairement à la première idée qui viendrait à l'esprit de l'amateur. En effet, si l'on effectue un contact fortuit, au cours du serrage, entre la borne « + » et la masse, cela n'a pas de conséquence et l'on peut ensuite serrer l'écrou correspondant à la borne « - » sans risque car celui-ci et la masse sont au même potentiel. Au contraire, si l'on commence par serrer la borne « - » et si, lors du serrage de la borne « + », le contact

s'établit accidentellement entre la clé de serrage et la carrosserie, il y a apparition d'un arc électrique entre les deux bornes et risque très grave pour l'intervenant.

Cette procédure donne droit à l'erreur : si la clé rentre en contact avec la structure de l'avion à n'importe quel instant de la manœuvre les conséquences ne sont pas graves.

Les accumulateurs en service sur les petits avions sont du type « plomb-acide sulfurique », comme sur les automobiles. Sur avions plus perfectionnés, on utilise des accumulateurs de capacité plus élevée, pour une même masse, du type « cadmium-nickel » ou « argent-zinc ».

Un moteur électrique doit fonctionner avec une tension suffisante. Le choix s'est fixé sur 12 volts, ou 24 volts sur certains bimoteurs.

Un seul élément d'accumulateur ne peut donner beaucoup plus de 2 V, pour un accu au plomb et seulement 1,2 V pour un cadmium nickel. Il faut donc relier en série plusieurs éléments pour en faire une « batterie ». D'où le nom donné à ces boîtes d'éléments.

Il faut donc généralement 6 éléments pour un avion léger. Ils demandent une maintenance et en particulier, les électrodes ne doivent jamais surnager au dessus de l'électrolyte. Le complément d'eau doit être effectué avec une eau dépourvue de calcaire, car l'acide sulfurique réagirait avec lui et sa concentration tendrait à diminuer, affectant gravement la capacité de la batterie.

◇ Moteur électrique et embrayage

L'ensemble est réalisé de la manière suivante :

L'arbre de sortie du moteur à faire démarrer supporte une couronne dentée, située derrière l'hélice contre l'avant du carter.

Le moteur électrique, que nous appellerons désormais démarreur, est fixé au carter. Son arbre de sortie comporte un pignon denté qui est poussé en avant et s'engrène sur la couronne lorsque le courant est envoyé dans le démarreur.

Afin que le pignon ne reste pas embrayé après démarrage du moteur (ce qui serait fâcheux pour les deux), un mécanisme chasse automatiquement le pignon vers l'arrière au delà d'un régime maximum convenablement choisi (généralement un peu au dessus du régime minimum de fonctionnement de l'ensemble moteur et hélice).

◇ Evaluation des échanges énergétiques

Pour un petit moteur d'avion, il faut envisager une puissance d'environ 2 CV pour assurer le démarrage. Admettons pour simplifier 1 500 watts. (1 CV = 736 W).

Lorsque la batterie débite de fortes intensités, la chute de tension due à sa résistance interne ne peut plus être négligée : il ne reste qu'environ 10 V disponibles, il faut donc débiter 150 A au début de la séquence de démarrage, pour un moteur d'avion d'environ 160 CV.

Cette intensité décroît ensuite car le circuit de graissage se met en pression et réduit rapidement l'influence des frottements. En outre, le moteur commence à « tousser » et participe activement à sa propre mise en rotation.

Mais la batterie commence quand même par débiter environ 150 A.

Or du fait de sa résistance interne la chute de tension à ses bornes est de l'ordre de 3 V. Cela signifie que $3 \times 150 = 450$ watts sont dissipés sous forme de chaleur dans les éléments de la batterie.

Une batterie d'avion léger est très « concentrée ». Pour une capacité adaptée à un moteur de 160 CV, elle ne contient que 2 litres d'électrolyte dont un seul est compris entre les plaques.

Lorsque 450 W sont dissipés, cela signifie que chaque seconde, un litre d'électrolyte reçoit 450 joules. En 10 secondes, sa température va s'élever d'un peu plus d'un degré (sa chaleur spécifique étant voisine de celle de l'eau).

Ce n'est pas beaucoup. Mais si nous répétons des séquences de démarrage à intervalles de temps rapprochés, plusieurs phénomènes vont se produire :

L'échauffement est cumulatif. Or la batterie ne va pas évacuer les calories dégagées, car elle est enfermée, sur les petits avions, dans un coffret mal ventilé.

Les bulles dégagées sur les plaques pendant ce débit n'auront pas le temps de remonter à la surface et la résistance interne de la batterie va augmenter, ce qui va avoir deux conséquences fâcheuses : la puissance dissipée dans la batterie va augmenter et la tension aux bornes du moteur va décroître.

Lorsqu'une batterie débite un courant fort, il y a risque de voir des particules du composé chimique formé sur les plaques lors de la charge tomber au fond du bac. Cela cause également un dommage irréversible et cumulatif à cette batterie.

De plus, les démarreurs sont des moteurs électriques très concentrés, incapables d'un fonctionnement continu et non dimensionnés pour évacuer rapidement les calories dégagées dans leurs enroulements.

Il ne faut donc pas insister trop longtemps lorsqu'un moteur ne part pas aux premières sollicitations du contacteur de démarrage.

Mais alors que faire ?

Si le moteur ne démarre pas rapidement, cela est presque toujours dû à une richesse non comprise dans la fourchette 4,6 % – 18 %. Il ne sert donc à rien d'insister sur le démarreur et de décharger la batterie.

S'il est trop « sec », injectez un peu plus,

s'il est noyé, attendez un peu ou effectuez un « balayage » (contact coupé, manette des gaz à fond et richesse sur étouffoir) de courte durée.

Comment effectuer le diagnostic ?

Chaque fois que cela vous sera possible, coupez le contact général et surtout le contact magnéto, descendez de l'avion, passez deux doigts dans la sortie de l'échappement.

S'ils ne sentent pas l'essence, vous êtes en dessous des 4,6 %, s'ils sentent l'essence, le moteur était noyé.

Il ne vous reste plus qu'à réfléchir un peu sur la conduite à tenir avant de relancer le démarreur. Pendant cette réflexion, les bulles auront le temps de remonter à la surface et batterie et démarreur le temps de perdre quelques calories.

Pour finir, signalons qu'il est hors de question de faire démarrer un moteur par une température de -10° avec la procédure préconisée lorsque la température ambiante est de 20° . D'une part le couple d'entraînement à basse température est énorme, car l'huile colle littéralement toutes les pièces du moteur et d'autre part la capacité de la batterie diminue fortement avec le froid.

Les constructeurs du moteur interdisent le « dégomme » en faisant tourner l'hélice à la main, nous avons expliqué pourquoi.

La procédure préconisée par les motoristes est d'installer un convecteur électrique ou une chaufferette catalytique sous le capotage moteur, mais hors de celui-ci et d'attendre suffisamment longtemps.

Les statistiques montrent qu'il y a encore beaucoup d'accidents résultant de mauvaises manœuvres lors du démarrage.

Ces accidents vont jusqu'à la destruction de l'avion, par absence de cales lors du démarrage d'un avion inhabité, par exemple. Et pensez au malheureux passager partant seul et ne sachant stopper le monstre. En effet, lorsque le moteur a démarré, il devient impossible de crier à l'occupant des informations valables (les électroniciens disent alors que le rapport signal/bruit de votre communication est trop faible, dans ce cas par accroissement du dénominateur).

Un moteur d'avion est conçu pour démarrer rapidement, lorsqu'il n'en est pas ainsi, il y a quelque chose d'anormal et il faut en trouver la cause.

VIII.9. Autres accessoires du moteur

La description qui suit concerne des accessoires qui ne participent pas au fonctionnement du moteur, mais lui empruntent parfois beaucoup d'énergie.

■ Génération électrique

◇ L'alternateur

Le moteur produit presque toujours l'électricité nécessaire aux besoins de l'avion. Sur des avions de plus gros tonnage que ceux que nous

décrivons dans ce chapitre, la génération peut parfois être assurée par des groupes auxiliaires spécialement conçus pour cet usage, ou même par des « aérogénérateurs » munis d'une hélice et pouvant être sortis d'un logement spécial et alignés dans le lit du vent en cas de nécessité.

Ces besoins sont essentiellement l'éclairage, la signalisation, une partie de l'instrumentation, l'alimentation des moyens de communications avec l'extérieur et l'intérieur, l'entraînement des moteurs de certaines servitudes, le dégivrage des prises de pression et, ne l'oublions pas, la recharge de la batterie épuisée par le démarrage.

S'ajoute parfois à la liste précédente l'entraînement d'une génération de pression hydraulique lorsque cette dernière n'est pas assurée directement par un des relais d'accessoires du moteur.

Une batterie est toujours intercalée dans le circuit. Nous venons de voir qu'elle se comporte comme un excellent accumulateur d'énergie pouvant assurer le fonctionnement des circuits en cas de panne de la génération.

Du fait même de son fonctionnement, le générateur, ou alternateur, débite un courant alternatif proportionnel au régime d'entraînement. Les petits avions n'utilisent pratiquement pas de courant alternatif et dans tous les cas, il serait inutilisable parce que de fréquence trop variable. L'alternateur est donc suivi par une cellule de redressement qui fournit une tension de sortie continue encore imparfaite.

Le meilleur des filtres des « arches » de tension est la batterie elle-même. Cette batterie, du fait de sa construction, constitue un condensateur de forte capacité qui « rabote » les pointes de tension.

C'est cette raison qui impose de ne pas alimenter le circuit électrique de l'avion par l'alternateur sans que la batterie y soit connectée.

D'ailleurs une particularité mécanique des interrupteurs l'interdit le plus souvent en rendant impossible la connexion de l'alternateur sans avoir auparavant mis en service la batterie.

Sur les petits avions récents, le matériel de communication est néanmoins protégé. Les moyens radioélectriques sont connectés sur une ligne particulière appelée « bus électronique » et soumise à un filtrage particulier.

◇ *Bilan énergétique*

Si notre alternateur accepte de fournir des watts c'est qu'il en a prélevé sur le moteur et inéluctablement, il en a prélevé un peu plus que ce qu'il en a donné.

Le rendement des alternateurs, qui ne sont pas des machines thermiques, est généralement très bon et peut dépasser 80 %.

Ils sont dimensionnés pour fournir nettement plus que la puissance nécessaire au fonctionnement simultané de la totalité des appareils électriques de bord.

S'il n'en était pas ainsi, il y aurait des cas où de l'énergie serait empruntée à la batterie, amenant une décharge partielle de celle-ci et risquant d'interdire le démarrage du moteur lors de l'escale suivante.

Le rapport généralement admis est le double. Or un petit avion bien équipé et capable de voler en conditions de mauvaise visibilité peut consommer plus d'un kilowatt lorsque tout est allumé et le dégivrage du tube de Pitot en route. L'alternateur doit donc pouvoir fournir une puissance électrique de deux kilowatts.

Deux kilowatts représentent, compte tenu du rendement de l'alternateur, plus de 3 CV. Ils sont prélevés par une transmission à courroie sur l'arbre de l'hélice.

Lorsque tous les équipements sont en marche, le moteur ne peut fournir à l'hélice que 3 CV de moins que ce qu'elle recevrait sans prélèvement de puissance.

En principe, les performances indiquées dans le manuel de vol tiennent compte de ce prélèvement, mais les manuels des petits avions ne le précisent généralement pas...

C'est pourquoi on ne doit jamais se trouver dans des conditions de décollage ou de franchissement d'obstacle exactement limitatives.

Dans un tel cas et lorsqu'il n'est pas possible de délester l'avion, une manœuvre simple permet de se donner une petite marge supplémentaire: si les conditions le permettent, coupez toutes les servitudes électriques non indispensables et coupez l'excitation de l'alternateur ! L'hélice recevra alors un peu plus de puissance et en fournira également un peu plus à l'avion.

■ **Chauffage de la cabine**

L'image historique du pilote bardé de cuir, emmitouflé, casqué et les yeux protégé par d'énormes lunettes est lointaine, le confort est bien meilleur dans les cabines fermées et pressurisées (lorsqu'un pilote est protégé des – 56,5 °C de la tropopause il est indéniable que ses capacités intellectuelles sont moins altérées).

En ce qui concerne nos petits avions, nous verrons que la meilleure altitude de vol en croisière se situe vers 10 000 pieds. En atmosphère type, il y règne – 5 °C et la température peut être sensiblement inférieure à celle de l'atmosphère type.

Tous les avions « normaux » doivent donc être chauffés.

Le système le plus simple et le plus répandu consiste à entourer une partie du circuit d'échappement d'un fourreau et à faire passer dans ce fourreau de l'air prélevé à l'extérieur et alimentant la cabine.

Nous avons réalisé un échangeur rustique « gaz d'échappement-air ».

Les gaz d'échappement contiennent du dioxyde de carbone, asphyxiant mais non toxique et de l'oxyde de carbone, en quantité moindre, violemment toxique.

L'oxyde de carbone n'a pas la moindre odeur et il est rigoureusement indécélable. La perte de connaissance survient brutalement sans le moindre symptôme avertisseur.

D'où deux recommandations importantes :

S'il y a le moindre doute sur la continuité du circuit d'échappement, en particulier s'il présente la moindre crique ou le plus petit défaut de soudure, ne pas mettre en service le chauffage cabine.

A la moindre indisposition de l'un quelconque des occupants de la cabine, chauffage en fonctionnement, le couper aussitôt et ouvrir, même s'il fait froid, toutes les ventilations disponibles. Se diriger vers l'aérodrome le plus proche et passer un message d'urgence.

■ **Circuit d'air déprimé**

La presque totalité des moteurs des avions légers possède une sortie mécanique reliée à une pompe à dépression entraînant les gyroscopes de la planche de bord.

Ce système est intéressant et même performant sur monomoteurs, puisque la panne d'essence, par exemple, n'entraîne pas l'arrêt de la rotation du moteur. Les gyroscopes restent en fonctionnement en cas de descente moteur stoppé. Il est à proscrire lorsque l'hélice à calage variable inclut la position de drapeau.

Mais il est bon de réfléchir aux circuits de l'avion. Par exemple, il est bon d'avoir présent à l'esprit que la vraie panne d'huile va entraîner

dans la minute qui suit, l'arrêt des gyroscopes actionnés par l'air déprimé.

VIII.10. Puissance fournie par le moteur

■ Travail, puissance et couple

Le montage d'un moteur sur un avion est effectué dans le but de vaincre la traînée dont une grande partie est liée à la portance elle-même. Le moteur va donc être couplé à une hélice dont nous avons étudié le fonctionnement.

Nous avons vu que l'hélice reçoit du moteur de la puissance, caractérisée par le paramètre réduit de puissance χ . Elle fournit à son tour à l'avion une puissance égale au produit de la traction qu'elle exerce sur l'avion par la vitesse d'avancement de ce dernier.

Une puissance est homogène à un « débit de travail », elle est donc quantifiée par le travail effectué dans l'unité de temps.

Pour rendre sensible la différence entre travail et puissance, il suffit de rappeler qu'un moteur de vélomoteur peut aisément faire monter un camion de 30 tonnes à 100 mètres d'altitude. Pour réussir cette performance, il doit transmettre son effort au travers d'une démultiplication très importante et le camion ne s'élèvera que très lentement sur le plan incliné.

Si son rendement était égal à l'unité, il consommerait environ 1 litre d'essence pour réaliser cette opération.

Un moteur de vélomoteur n'a pas une consommation horaire élevée, un ordre de grandeur est de 1 litre par heure. Il faudrait donc une heure à notre petit moteur pour hisser le camion.

Mais si nous remplaçons le moteur de vélomoteur par un moteur de tracteur, de rendement supposé égal à 1 également, mais consommant 36 litres d'essence à l'heure, la démultiplication pourra être moins importante et l'ascension du camion beaucoup plus rapide.

La montée s'effectuera en 100 secondes, soit 36 fois moins de temps, mais la consommation sera exactement la même : un litre.

En somme, le litre d'essence transformé en travail, avec l'hypothèse d'un rendement égal à l'unité, sera une constante lors de ces deux opérations. Mais ce travail aura été débité en 1 heure dans le premier cas et en 100 secondes dans le deuxième cas.

La puissance du moteur de tracteur est supérieure à celle du moteur de vélomoteur. A titre d'exemple chiffrons ces puissances :

le moteur de vélomoteur a tiré avec une force d'environ 300 000 N sur une dénivelée de 100 m. Le travail effectué, exprimé en joules, est de $3 \cdot 10^7$. La montée ayant demandé 3 600 s, le travail fourni par unité de temps est de $3 \cdot 10^7 / 3\,600 = 8\,300$ J.

Le moteur de tracteur a fourni le même travail pendant 100 s, soit pendant l'unité de temps $3 \cdot 10^7 / 100 = 300\,000$ J.

L'unité de puissance est la puissance fournie par un moteur « débitant » un joule par seconde. Elle est dénommée le watt, abréviation W. C'est l'unité légale en Europe, bien que nous utilisions également une autre unité très courante : le cheval vapeur, abréviation CV.

Nous demandons à nos lecteurs de bien noter la correspondance :

$$1 \text{ cheval vapeur} = 736 \text{ watts.}$$

Le petit moteur a donc une puissance de 8 300 W, soit 11 CV.

Le gros moteur a, lui, une puissance de 300 000 W, soit 408 CV.

En réalité, compte tenu du rendement, les deux moteurs n'auraient qu'un peu moins du tiers de ces puissances, soient approximativement 3 CV et 114 CV.

Remarque : le cheval vapeur des Etats-Unis d'Amérique est très légèrement différent du nôtre.

Comment définit-on la puissance sur l'arbre de sortie du moteur ?

Nous disposons sur l'arbre de sortie d'un couple moteur. Tout objet fixé sur cet arbre de sortie est soumis à un moment s'exprimant en mètre.Newton.

Lorsque le moteur fournit du travail, c'est qu'il a réussi à vaincre le couple résistant opposé par cet objet et qu'il l'entraîne en rotation. Ce couple résistant peut être par exemple le couple d'inertie lié à la mise en rotation de plus en plus rapide de cet objet. C'est aussi parce qu'il réussit à entraîner l'objet, c'est-à-dire à le faire tourner.

Si nous effectuons le produit du couple fourni par le moteur, exprimé en mètre.Newton, par la rotation imprimée à l'objet, exprimée en radians, nous obtenons des radians.mètre.newton.

Le produit des deux premiers termes représente le déplacement circulaire. Par exemple, le long d'une circonférence de un mètre de rayon, d'une force donnant (avec un bras de levier de un mètre) un couple égal au couple de sortie du moteur.

Le produit est homogène à un travail. C'est le travail effectué par un couple lorsqu'il tourne. Sa valeur numérique est égale au produit du couple par l'angle de rotation exprimé en radians.

La puissance fournie sur un arbre en rotation est alors le débit de ce travail. Sa valeur est obtenue en divisant le travail produit par le temps écoulé pour le produire.

Autrement dit, **la puissance est égale au produit du couple par la vitesse angulaire de rotation.**

Elle s'exprime également en watts ou chevaux vapeur.

A titre d'exemple, calculons la puissance d'un moteur fournissant un couple de sortie de 400 m.N et tournant à 2 400 tours/minute.

$$2\,400 \text{ tours/min} = 40 \text{ tours/s} = 251 \text{ radians/s}$$

$$400 \times 251 = 100\,000 \text{ W}$$

Soit environ 136 CV. Le couple sur l'hélice d'un quadriplace de voyage correspond donc à une force de 400 N s'appuyant sur un bras de levier de 1 m.

C'est beaucoup : essayez de soulever 40 kg de pommes de terre en les tenant au bout d'une barre de 1 mètre... Il est donc important d'annoncer le célèbre « personne devant ? », ou en anglais « clear prop ? » avant de lancer le moteur.

Ce couple s'exerce également sur l'axe de roulis de l'avion en sens inverse de la rotation de l'hélice, mais l'efficacité des ailerons est telle que le braquage pour le contrer n'est pas décelable sans une installation de mesure.

Dans la suite de ce chapitre, nous allons étudier la puissance fournie par le moteur – supposé tourner à régime constant – sans considérer la nature du « frein » qui est monté obligatoirement sur son arbre de sortie et qui reçoit cette puissance. Il s'agit d'un dispositif appelé le **frein Froude**

lorsque le moteur est en essai sur un banc de mesures. Lorsqu'il est en exploitation sur un avion, ce frein est tout simplement l'hélice.

En l'absence de frein, c'est-à-dire de couple résistant, le couple de sortie du moteur servirait à accélérer son propre régime de rotation et le conduirait à ce que l'on appelle l'emballement et qui est le plus souvent destructeur.

■ Couple de sortie du moteur à pistons

Le couple de sortie résulte de la différence entre la force appliquée sur la face supérieure du ou des cylindres en temps de détente et la force appliquée sur la face inférieure reliée à l'atmosphère par le reniflard. La différence est transmise sous forme de couple au vilebrequin par l'intermédiaire des bielles et des manetons.

A ce couple moteur il faut retrancher :

le couple provenant de la différence entre la pression atmosphérique, transmise par le reniflard et la pression d'admission corrigée de la perte de charge dans la soupape d'admission pour le, ou les cylindres situés en temps d'admission.

Remarque importante : pour un moteur suralimenté par un turbo sur l'échappement et travaillant à forte pression d'admission, ce couple devient moteur.

Le couple provenant de la différence entre la pression atmosphérique, toujours transmise par le reniflard et la même pression corrigée de la perte de charge de la soupape d'échappement pour le, ou les cylindres en temps d'échappement.

Le couple provenant de la différence entre la pression atmosphérique, toujours transmise par le reniflard et la pression croissante du, ou des cylindres en cours de compression.

Ce dernier est évidemment le plus important des couples négatifs, il correspond en quelque sorte à la « résistance à la compression » de l'air dans le cylindre.

A tous ces couples s'ajoutent les frottements et l'entraînement de la pompe de graissage et des accessoires. De plus, le couple de sortie n'est pas constant dans le temps, il est pulsé à la cadence de l'alternance des quatre temps.

Tout cela est fort compliqué, mais le résultat global est relativement simple :

La pression d'admission commande presque directement la moyenne du couple de sortie.

Plus la pression d'admission est élevée, plus il rentre de mélange dans la chambre. Plus il est rentré de mélange dans cette chambre, plus forte est la pression sur la face supérieure du ou des pistons actifs en fin de combustion. Ce sont eux qui ont la plus grande influence sur le couple de sortie.

Nous appellerons désormais couple de sortie sa valeur moyenne.

En effet, l'alternance des temps est conçue pour régulariser au maximum ce couple. De plus, le moindre objet ayant de l'inertie en rotation placé sur l'arbre de sortie en effectue un « filtrage » efficace puisque les moments résultant des forces d'inertie sont en quadrature avec lui.

■ **Caractéristique du moteur à pression d'admission constante**

Qu'est-ce que la caractéristique ?

Dans le cas qui nous intéresse, c'est une courbe caractérisant l'influence du régime de rotation sur la puissance de sortie. Elle est tracée dans

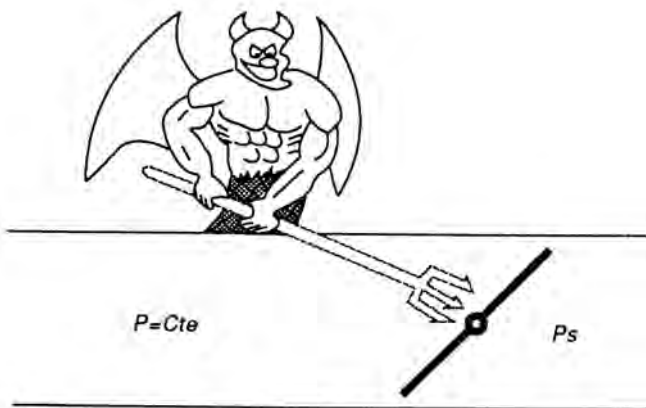
un diagramme du type suivant : régime en abscisse et puissance en ordonnée.

Nous allons chercher à établir cette caractéristique à pression d'admission constante. Ce fonctionnement est très théorique, sur les petits moteurs d'aujourd'hui, lorsque l'hélice est à calage fixe.

C'est pratiquement le fonctionnement de tous les petits moteurs d'aujourd'hui, non munis de turbine sur l'échappement, lorsque nous leur demandons toute la puissance manette des gaz en bout de course.

La pression d'admission est alors presque constamment égale à la pression statique de l'atmosphère entourant l'avion.

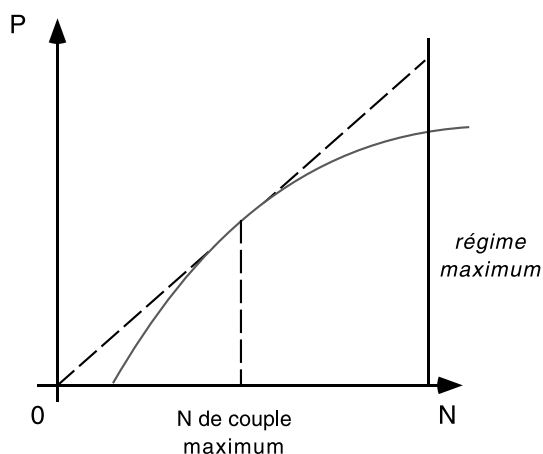
Nous allons donc supposer, lorsque nous parlerons des pressions d'admission inférieures à la pression statique, qu'un petit démon, muni d'un manomètre d'admission, ajuste en permanence le papillon pour la maintenir rigoureusement constante à la valeur considérée. C'est ce que réalisait le limiteur des moteurs d'autrefois qui interdisait par ailleurs l'affichage de pressions d'admission trop fortes.



Hypothèse : Si la pression d'admission est constante, le couple est constant quel que soit le régime.

Lorsque le régime augmente, la puissance de sortie – égale au produit du couple par le régime – augmente de façon rigoureusement proportionnelle au régime.

Dans les axes que nous venons de définir, la caractéristique est donc une droite passant par l'origine.



La puissance étant égale au produit du couple par le régime, le couple est le rapport de la puissance au régime, c'est-à-dire de l'ordonnée à l'abscisse :

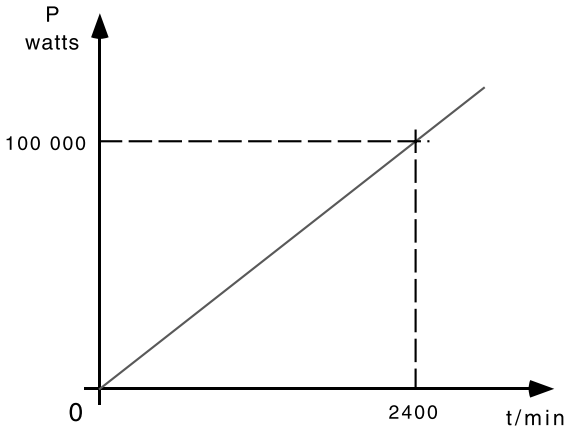
Le couple est égal à la pente de la caractéristique.

Cette pente est constante en tous les points de la droite : à couple constant, pente constante.

La droite de la figure ci-dessus a été tracée en utilisant l'exemple numérique traité un peu plus haut (100 000 W à 2 400 tours par minute). Il est possible de tracer une échelle en CV le long de l'axe des ordonnées, mais nous préférons rester en tours par minutes car les tachymètres des planches de

bord utilisent cette unité, bien que le radian par seconde soit plus commode pour les calculs de puissance.

Une caractéristique typique du petit moteur est représentée sur la figure suivante. Nous y avons ajouté la tangente issue de l'origine.



Expliquons les différences entre la courbe réelle de cette figure et la droite théorique.

Nous avons expliqué dans le paragraphe consacré au démarrage que le moteur ne pouvait tourner en dessous d'un régime minimum.

A ce régime, le moteur est tout juste capable d'entretenir sa propre rotation et d'entraîner ses accessoires, donc incapable de fournir la moindre puissance sur son arbre.

Ce régime minimum de rotation n'est pas nul, mais la puissance fournie en ce point est nulle. Ce point se trouve donc sur l'axe des régimes, à ordonnée nulle.

Il se trouve donc au-dessous de la belle droite que nous avons tracée initialement. La caractéristique réelle, ainsi que le moteur, démarre en ce point, puis se raccorde progressivement à la droite théorique.

Notre relation de départ : « à une pression d'admission correspond un couple de sortie », a peu de chances de se conserver aux régimes élevés.

En effet, à ces régimes, le débit d'air traversant le moteur et les soupapes d'admission est important.

A fort débit, une soupape d'admission a tendance à provoquer des laminages créant des pertes de charge pour l'air qui le traverse. La pression dans la chambre lors de sa fermeture va donc tendre à être inférieure à la pression régnant dans la pipe d'admission.

Notre belle relation « à pression d'admission donnée, couple donné », devrait donc s'écrire avec un peu plus de rigueur : « à pression donnée dans la chambre en fin d'admission, couple de sortie donné ».

Notre caractéristique réelle va donc s'écarter progressivement de la droite théorique, vers le bas, car elle est tracée à pression d'admission constante... et non à pression dans la chambre constante.

Le couple de sortie est donc variable, même à pression d'admission constante. Il diminue aux régimes faibles et aux régimes élevés, pour des raisons différentes.

Le point de contact d'une tangente à la caractéristique réelle issue de l'origine correspond au couple maximum de sortie pour la pression d'admission considérée.

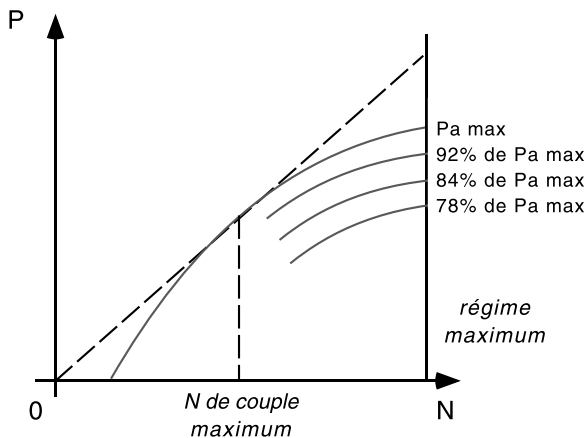
Il correspond au travail maximum fourni par le moteur en un tour. C'est donc pratiquement le point de rendement maximum du moteur si nous supposons constante la quantité de mélange rentrant en un tour dans les cylindres.

Ce point n'est pas utilisé de nos jours en aéronautique. Des considérations propres à la construction des avions et dépassant le cadre de cette collection

montreraient qu'il ne serait utilisable que sur un avion muni d'un moteur notablement surdimensionné.

En revanche, tous les automobilistes consciencieux ou économes devraient le connaître et l'utiliser. Pour la plupart des moteurs, il correspond à un régime d'environ la moitié du régime maximum. Lorsqu'une automobile peut atteindre une vitesse de pointe de 180 km/h sur terrain plat, elle passera par la consommation kilométrique la plus faible un peu en dessous de 90 km/h.

Lorsque nous demandons au petit démon manipulateur du papillon de tenir des pressions constantes mais inférieures à la pression atmosphérique, en ouvrant légèrement le papillon lorsque le régime monte et vice-versa, nous obtenons le réseau de la figure suivante où chacune des courbes correspond à une pression.



La courbe la plus haute correspond au cas du papillon plein ouvert, c'est à dire à une pression d'admission égale à la pression ambiante, celle du niveau de la mer pour le fonctionnement à la puissance dite « nominale ». (avec $T_s = 15^\circ\text{C}$).

A chacune des courbes correspond un couple maximum.

Ces caractéristiques réelles s'arrêtent toutes sur la droite parallèle à l'axe des ordonnées et correspondant au régime de rotation maximum autorisé pour le motoriste.

Si nous ne nous intéressons qu'au quart supérieur des régimes, nous constatons que chacune des courbes présente une légère tendance à s'infléchir vers l'horizontale.

C'est cette particularité qui conduit le constructeur de voitures automobiles à placer le régime maximum dans cette zone. Il a dimensionné les paliers de vilebrequin, les fixations de culasse et tout son moteur en tenant compte du fait qu'en tournant plus rapidement au delà de ce régime, on ne gagne plus grand chose sur la puissance de sortie.

Le moteur d'un avion léger n'est pas utilisé jusqu'aux régimes les plus élevés qu'il est capable de supporter. Néanmoins, on peut affirmer que la manette des gaz, qui agit sur la pression d'admission et que nous venons de décrire comme la commande de couple, est pratiquement la commande de puissance.

■ *Caractéristique du moteur à position constant e du papillon des gaz*

Eloignons maintenant le petit démon qui ajustait le papillon en observant le manomètre d'admission.

Nous allons considérer une évolution qui correspond à la réalité quotidienne du vol des avions légers :

Que se passe-t-il lorsqu'un changement des conditions de « freinage » de l'arbre de sortie provoque une variation de régime non corrigée par une action sur la manette ?

En d'autres termes, comment évolue le point de fonctionnement du moteur, couplé à une hélice à calage fixe, si le pilote met son avion en piqué, ou effectue une chandelle sans toucher à la manette des gaz ?

Lorsque la manette de gaz est positionnée en fond de course la pression d'admission est pratiquement constante sur un moteur dont la manche d'entrée a été bien construite. La caractéristique, dans ce cas, est la courbe la plus élevée de la figure précédente.

Mais lorsque le papillon ferme partiellement le conduit d'arrivée du mélange, son influence se manifeste par une baisse de pression d'admission d'autant plus importante que le débit de ce mélange est élevé.

Lorsque le papillon est placé en un point quelconque de son secteur de débattement, la pression d'admission, égale à la pression statique à régime nul, va décroître jusqu'à une valeur nettement plus faible que cette pression statique pour un régime élevé.

Ce débit va franchir difficilement la barrière relative constituée par l'espace libre entre le papillon et la paroi du conduit du carburateur et une perte de charge va en résulter, d'autant plus importante que le papillon est fermé.

D'où le résultat fondamental et simple à retenir : « à manette des gaz fixe, quand le régime augmente, la pression d'admission diminue ».

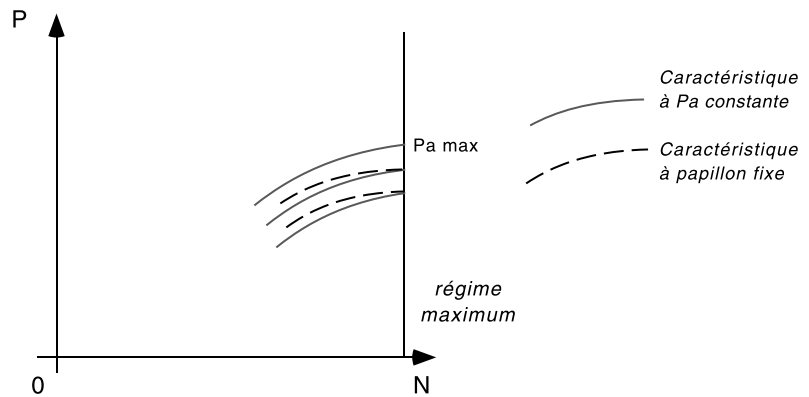
Reprenons la figure précédente et intéressons-nous à une courbe intermédiaire, c'est-à-dire à une pression d'admission inférieure à la pression statique ambiante.

Partons du régime maximum et freinons l'arbre de sortie pour faire décroître progressivement le régime de rotation. Lorsque ce régime aura baissé, de 100 t/minute par exemple, le débit du mélange aura diminué grosso modo dans la même proportion que le régime.

Les constructeurs de moteurs à pistons disent que le moteur est un « compteur volumétrique ». A chaque tour correspond approximativement un volume de mélange le traversant. Une diminution de régime entraîne donc une diminution de débit.

La perte de charge dans le papillon décroît elle aussi, ce qui entraîne une augmentation de la pression d'admission.

Nous avons représenté sur cette figure simultanément les deux réseaux de courbes.



C'est ce phénomène qui rend facilement « pilotable » la vitesse de la voiture automobile. A position de l'accélérateur constante, donc du papillon des gaz, un ralentissement inopiné du véhicule provoque une légère augmentation du couple de sortie, donc une tendance au retour vers la vitesse initiale.

La tenue d'une vitesse stabilisée sur terrain plat est donc d'une extrême facilité (il est donc normal que le code de la route pénalise le non respect des vitesses limites...).

Le pilote, lui, affiche des puissances avec sa manette. Les petites excursions de régime dues à de légères évolutions de l'avion n'ont qu'une influence

minime sur la puissance fournie par le moteur... si la manette est laissée en paix.

■ **Influence de la pression et de la température ambiantes**

Dans l'énoncé de ce paragraphe figure implicitement l'influence de l'altitude.

Avant d'aller plus loin dans cette étude, nous allons essayer de répondre à une question que tout pilote aurait dû se poser et que nous allons expliquer sur un cas précis.

Lorsque la pression d'admission est maintenue égale à 20,68 pouces de mercure, le couple de sortie est-il le même au niveau de la mer et à 10 000 pieds, lorsque les régimes sont identiques ?

Au sol, en atmosphère type, la pression ambiante est de 1 013 hPa.

En utilisant la manette des gaz, donc le papillon, il est possible moteur tournant de faire décroître la pression d'admission à 700 hPa, par exemple. Les manomètres d'admission des avions légers étant le plus souvent gradués en pouce de mercure...

Ces 700 hPa correspondent à un affichage de 20,68 pouces de mercure sur un « manifold pressure »... mètre. Nous avons volontairement choisi une pression d'admission couramment utilisée lors de la croisière d'un avion léger.

Il est bien sûr possible d'amener la pression d'admission à cette valeur de 700 hPa, ou 20,68 pouces de mercure, même en l'absence de manomètre d'admission...

En atmosphère type, la pression statique à 10 000 pieds est quasiment égale à 700 hPa.

A cette pression, la pression en amont des soupapes d'admission est rigoureusement la même au niveau de la mer et à l'altitude de 10 000 pieds.

La première idée qui vient à l'esprit est donc de conclure à l'égalité des couples dans les deux cas considérés.

Deux causes, qui s'ajoutent, provoquent pourtant une différence :

Au sol, pour obtenir 700 hPa à partir d'une pression ambiante de 1 013, il faut laminier de l'air. C'est ce que fait le papillon. Ce laminage consomme un peu d'énergie qui ne peut provenir que du moteur, qui en fournit donc moins à l'hélice.

Lorsque la soupape d'admission s'ouvre pour laisser entrer du mélange à 700 hPa, la pression résiduelle qui règne à cet instant dans la chambre est plus faible à 10 000 ft qu'au sol. Lors de l'ouverture de la soupape d'échappement, les gaz brûlés sortent plus librement dans une atmosphère de pression plus faible. Le mélange carburé rentre mieux dans la chambre à 10 000 ft parce que les gaz brûlés résiduels s'opposent moins à son entrée qu'au niveau de la mer.

Plus simplement : si la pression en amont de la soupape d'admission est rigoureusement la même dans les deux cas, la pression en aval de cette soupape est voisine de 1 013 hPa au sol et proche de 700 hPa à 10 000 pieds. Le mélange s'engouffre donc bien mieux dans la chambre en altitude qu'au sol pour une même pression d'admission. On dit que la contre-pression est plus faible à 10 000 pieds qu'au sol.

Le couple est donc supérieur en altitude. La puissance, égale au produit du couple par le régime, est donc supérieure en altitude, pour les mêmes valeurs de la pression d'admission et du régime.

A condition qu'il soit possible d'obtenir cette pression d'admission à cette altitude.

Dans les axes présentés, les caractéristiques intermédiaires sont plus élevées en altitude qu’au sol. Le moteur fonctionne mieux en altitude lorsqu’il délivre la gamme des puissances utiles.

Un réseau de caractéristiques doit donc être associé à une altitude-densité bien définie.

Mais cette amélioration est évidemment limitée en altitude. Lorsqu’il n’est plus possible d’atteindre des valeurs suffisantes de la pression d’admission, papillon plein ouvert, seul le montage d’un turbocompresseur permet d’obtenir encore, pour quelques milliers de pieds, une puissance utilisable par l’avion.

Afin d’illustrer ce qui précède, considérons le « tableau des régimes » contenu dans le manuel de vol d’un quadriplace de voyage muni d’une hélice à pas (calage) variable.

Tableau d’affichage de puissance – Moteur de 200 hp (203 CV) Lycoming
modèle IO-360-C installé sur le PA-28R-201, Arrow.

Altitude Pression		Température Standard		110 hp (112 CV) – 55 % de la puissance nominale Régime et P.A.		130 hp (132 CV) – 65 % de la puissance nominale Régime et P.A.		150 hp (152 CV) – 75 % de la puissance nominale Régime et P.A.
ft	m	°F	°C	2100	2400	2100	2400	2400
Niveau mer		59	15	22,9	20,4	25,9	22,9	25,5
1000	305	55	13	22,7	20,2	25,6	22,7	25,2
2000	610	52	11	22,4	20,2	25,4	22,5	25
3000	914	48	9	22,2	19,8	25,1	22,2	24,7
4000	1219	45	7	21,9	19,5	24,8	22	24,4
5000	1524	41	5	21,7	19,3	PG	21,7	PG
6000	1829	38	3	21,4	19,1	–	21,5	–
7000	2134	34	1	21,2	18,9	–	21,3	–
8000	2438	31	– 1	21	18,7	–	21	
9000	2743	27	– 3	PG	18,5	–	PG	
10000	3048	23	– 5	–	18,3	–		
11000	3353	19	– 7	–	18,1	–		
12000	3658	16	– 9	–	17,8	–		
13000	3962	12	– 11	–	17,8	–		
14000	4267	9	– 13	–	PG	–		

Pour maintenir la puissance constante, corriger la pression d'admission d'environ 0,16 inHg par fraction de 18 °F (5,5 °C) de différence de la température d'air d'admission par rapport à la température standard correspondant à l'altitude. Cette correction est à ajouter dans le cas de températures supérieures à la température standard, à soustraire dans le cas de températures inférieures.

Il est possible que les valeurs de pression d'admission à plein gaz ne puissent être obtenues lorsque les conditions atmosphériques diffèrent des conditions standard.

La P.A. est exprimée en inHg.

Seul ce type de tableau permet d'appréhender ce qui va suivre, car le tableau correspondant d'un avion équipé d'une hélice à calage fixe ne fait pas figurer la pression d'admission du fait que le manomètre correspondant ne fait pas partie de l'équipement de la planche de bord.

Cela dit, la pression d'admission existe, même en l'absence du manomètre qui la mesure.

Ce tableau indique ce qu'il faut afficher comme pression d'admission en fonction de l'altitude pression pour obtenir une puissance donnée, 112, 132 ou 150 CV, en fonction de deux régimes imposés, 2 100 et 2 400 t/min.

Nous venons d'expliquer que pour une même pression d'admission, le couple devait être légèrement supérieur en altitude. Cherchons à le vérifier grâce au tableau des régimes contenu dans le manuel de vol d'un quadriplace de voyage muni d'une hélice à pas (calage) variable.

Considérons les chiffres du tableau donnant la pression d'admission à afficher pour obtenir 112 CV, soit 55 % de la puissance nominale du moteur, à un régime imposé de 2 400 t/min, au niveau de la mer et à 13 000 pieds. (13 000 pieds est l'altitude la plus élevée où figure encore la pression d'admission ; pour 14 000 pieds, seule figure la mention PLEIN GAZ).

Effectuons le produit de ces deux valeurs, aux deux altitudes extrêmes (le produit de cette pression d'admission par le régime est en relation étroite avec la puissance fournie par le moteur).

Produit au niveau de la mer : $20,4 \times 2\,400 = 48\,960$

Produit à 13 000 pieds : $17,6 \times 2\,400 = 42\,240$

Il faut beaucoup moins de « produit » pour sortir 112 CV à 13 000 pieds qu'au niveau de la mer.

Il suffit d'ailleurs d'afficher à 13 000 pieds une pression d'admission de 17,6 pouces de mercure pour obtenir le même couple qu'au niveau de la mer lorsque nous y affichions 20,4 pouces.

Le gain est spectaculaire et met en évidence l'influence de la contre-pression d'échappement et, nous en parlerons dans le paragraphe consacré au turbocompresseur, l'influence de la différence entre la pression d'admission et la pression statique.

Considérons maintenant la plus haute altitude où figurent simultanément les deux régimes, 2 100 et 2 400 t/min. Cette altitude est de 8 000 pieds.

A 8 000 pieds, effectuons les produits de la pression d'admission et du régime :

Produit pour 2 100 t/min : $2\,100 \times 21,0 = 44\,100$

Produit pour 2 400 t/min : $2\,400 \times 18,7 = 44\,880$

Il faut nettement moins de produit pour obtenir la même puissance à 2 100 t/min qu'à 2 400 t/min.

En effet, à 2100 t/min, la vitesse de passage du mélange dans l'espace laissé libre entre la soupape et son siège est plus faible, donc la perte de charge moins élevée.

Le couple dépend de la pression du mélange dans la chambre, non de la pression dans la pipe d'admission et s'il se produit un abaissement de la pression lors du passage dans l'orifice des sièges de soupape, la relation couple-pression d'admission n'est plus conservée.

Pour une même puissance, le rendement du moteur est donc supérieur pour un régime plus faible et une pression d'admission plus élevée, c'est intéressant pour effectuer, par exemple, un voyage à longue distance.

Toutefois, l'endurance de l'embiellage « préfère » un régime plus fort et une pression d'admission plus faible. L'utilisation courante, lorsque la consommation n'est plus critique, devra donc s'effectuer avec des affichages de régime plus élevés.

La relation exacte reliant le couple de sortie et la température ambiante est relativement complexe et dépasserait le cadre de cette collection, mais nous allons essayer de l'approcher par un raisonnement simple.

Le taux de compression du moteur à piston est constant. Son rendement, au sens de la thermodynamique, est donc constant.

Le carburateur assure un mélange d'air et d'essence en proportions massiques constantes. Si la masse d'air entrante diminue, la masse d'essence qui lui est mélangée diminue dans la même proportion. Comme le rendement du moteur est constant, la puissance de sortie diminue également dans la même proportion.

La puissance d'un moteur, toutes choses égales par ailleurs, tend donc à diminuer lorsque la masse spécifique de l'air admis diminue. Rappelons encore une fois que le moteur se comporte à l'entrée comme un compteur

volumétrique et que le carburateur ou le bloc d'injection assure un dosage massique constant de l'essence dans l'air rentrant.

La puissance maximum d'un moteur, c'est à dire papillon à la pleine ouverture et au régime maximum autorisé, devrait donc décroître comme la densité relative de l'air lorsque l'avion s'élève dans l'atmosphère. Cette puissance maximum diminue en réalité un peu plus vite que la densité.

Cela s'explique par le fait que les phénomènes liés à la compressibilité et à la viscosité ne peuvent plus être négligés dans la manche d'entrée et au passage des soupapes.

Les motoristes français avaient établi, avant le deuxième conflit mondial, une relation de décroissance de cette puissance maximum en fonction de la densité relative σ de l'air ambiant :

$$P(\sigma) = 1,1 \sigma - 0,1 P_{\text{nom}}$$

où $P(\sigma)$ était la puissance dans une atmosphère de densité relative σ et P_{nom} la puissance nominale du moteur, c'est-à-dire en atmosphère type au niveau de la mer.

Cette formule est très importante pour un pilote pouvant être amené à effectuer des décollages hors limites dans des cas extrêmes, par exemple sauvetage de vie humaine.

Elle a l'avantage d'inclure le facteur température ambiante. Le Tome I de cette collection explique le calcul de la densité relative connaissant la pression et la température.

A titre de confirmation de la formule théorique de ces motoristes français, nous donnons le tableau suivant où figurent :

l'altitude-pression (1^{re} colonne), la pression statique de l'atmosphère type (2^e colonne), la température statique Kelvin (3^e colonne), la densité relative

(4^e colonne), le pourcentage de puissance, calculé d'après la formule des motoristes français (5^e colonne), le même pourcentage, publié par un grand motoriste américain (6^e colonne). Les formules correspondantes se trouvent pages 9, 18 et 21 du Tome I.

Zp	Ps	Temp (°K)	σ	P/P _{nom}	% P U.S.
0	1013,2	288,15	1	100	100
1000	997,2	286,17	0,971	96,82	96,8
2000	942,1	284,19	0,943	93,71	93,6
3000	908,1	282,21	0,915	90,66	90,5
4000	875,1	280,23	0,888	87,69	87,5
5000	843,1	278,25	0,862	84,78	84,6
6000	812	276,27	0,836	81,94	81,7
7000	781,9	274,29	0,811	79,17	78,9
8000	752,6	272,31	0,786	76,46	76,2
9000	724,3	270,33	0,762	73,82	73,5
10000	696,8	268,35	0,738	71,23	70,8
11000	670,2	266,37	0,716	68,71	68,3
12000	644,4	264,39	0,693	66,25	65,8
13000	619,4	262,41	0,671	63,85	63,4
14000	595,2	260,43	0,65	61,5	61
15000	571,8	258,45	0,629	59,22	58,7
16000	549,2	256,47	0,609	56,99	56,5
17000	527,2	254,49	0,589	54,81	54,3
18000	506	252,51	0,57	52,69	52,1
19000	485,5	250,53	0,551	50,62	50
20000	465,6	248,55	0,553	48,61	48

Le titre du document américain est le suivant : FULL THROTTLE HP AT ALTITUDE (Normally Aspirated Engines).

Traduit en français : « Puissance au plein gaz en altitude pour un moteur atmosphérique » (c'est-à-dire en l'absence de suralimentation à l'admission).

La comparaison des chiffres français et américains donnera à nos lecteurs des notions très précises sur l'abaissement du point d'intersection de la caractéristique papillon plein ouvert avec la droite de régime maximum, c'est-à-dire de la puissance maximum disponible dans l'atmosphère ambiante lorsque l'avion s'élève ou que la température monte.

Retenir essentiellement :

- il reste les 2/3 de la puissance à 10 000 pieds,
- il reste la moitié de la puissance vers 20 000 pieds.

Première conclusion de cette étude : **les petits avions peuvent monter plus haut que leurs occupants !**

■ **Passage d'un point de fonctionnement à un autre**

Nous avons expliqué que la manette des gaz, reliée au papillon, était une commande de puissance.

Nous verrons au paragraphe suivant, consacré au couplage avec une hélice, qu'il existe un autre moyen que cette commande pour faire varier le point de fonctionnement dans le diagramme puissance-régime.

Un moteur ne peut fonctionner que couplé à un dispositif prélevant l'énergie débitée. En l'absence de ce dernier, la puissance fournie par le moteur ne servirait qu'à augmenter la vitesse de rotation de l'ensemble tournant.

Cet ensemble n'a qu'un moment d'inertie limité, nous dépasserions donc rapidement le régime limite autorisé par le constructeur du moteur.

Ce phénomène, qui peut rapidement être destructeur, se nomme emballement.

Au banc d'essai, le « frein » monté sur l'arbre a été très longtemps le frein Froude qui permettait simultanément d'absorber l'énergie produite en chauffant de l'eau, de mesurer le couple de sortie et donc, associé à un tachymètre, de mesurer la puissance délivrée.

Sur avion, le frein de l'arbre de sortie se nomme hélice. Si nous freinons de plus en plus l'arbre de sortie, par exemple sur une automobile en appuyant sur la pédale de frein sans débrayer, ou bien en abordant une côte sans modifier la position de l'accélérateur, le régime de rotation diminue.

Une variation du couple résistant fait donc varier le point de fonctionnement du moteur et aussi, hormis la plage étroite où la caractéristique pourrait être supposée parfaitement horizontale, la puissance.

Une caractéristique est en moyenne ascendante depuis les régimes faibles jusqu'au régime maximum. Il en résulte qu'une modification des effets du frein dans le sens des régimes croissants fait augmenter la puissance délivrée (la puissance est égale au produit du couple par le régime).

Voici une comparaison simple pour mieux appréhender ce phénomène.

Supposons qu'un grimpeur se soutienne en serrant une corde lisse dans ses mains.

S'il se maintient à hauteur constante sur la corde aucune chaleur n'est dégagée dans ses paumes de mains.

S'il se laisse glisser lentement, à vitesse de descente constante, ses paumes de mains vont chauffer légèrement.

S'il s'est laissé entraîner à une vitesse de descente trop importante, il ne peut plus se freiner sans se brûler les paumes !

S'il maintient une vitesse de descente constante cela signifie que les forces de frottement sont exactement opposées à son poids, donc constantes. La chaleur dissipée dans ses paumes est l'équivalent thermique de la puissance résultant du produit de son poids par la vitesse de descente. En augmentant la vitesse de descente, il a augmenté la chaleur dégagée par unité de temps dans ses paumes et il se brûle car les calories n'ont plus le temps de s'évacuer par la circulation sanguine.

En laissant augmenter le régime de rotation d'un moteur, tout en restant dans la plage autorisée, nous augmentons la puissance fournie, toutes choses égales par ailleurs.

Nous n'avons, pour le moment, émis aucune hypothèse quant à la stabilité du régime obtenu avec tel ou tel frein. Cela sera étudié lors du couplage du moteur avec l'hélice.

A retenir :

La puissance maximum fournie par un moteur au plein gaz diminue avec l'altitude.

Pour une même altitude, le produit pression d'admission par régime nécessaire à l'obtention d'une puissance donnée est plus faible lorsque le régime est plus faible. Le mélange passe moins vite, donc plus facilement dans les soupapes.

Pour deux altitudes différentes, le produit pression d'admission par régime nécessaire à l'obtention d'une puissance donnée est plus faible en altitude. La contre-pression d'échappement est réduite et le papillon est plus ouvert en altitude.

Pour obtenir une puissance donnée, il existe une altitude limite pour les moteurs atmosphériques.

Pour obtenir une même puissance, à température plus élevée et toutes choses égales par ailleurs, il faut un produit pression d'admission par régime plus élevé. La densité relative est plus faible.

■ **Relation entre puissance et richesse**

◇ *Nouvelle définition de la richesse*

Nous allons la définir par rapport à la richesse correspondante au mélange parfait qui est voisine de 7 %, c'est à dire 1 kg d'essence pour un peu plus de 14 kg d'air.

Cette richesse sera prise égale à l'unité.

Par définition, la richesse sera le rapport de la masse d'air strictement nécessaire pour obtenir la combustion complète, à la masse d'air utilisée réellement par le moteur.

Avec cette définition, les richesses supérieures à 1 caractériseront les mélanges riches (excès de combustible, il faudrait plus d'air pour le brûler complètement) et les richesses inférieures à 1 les mélanges pauvres (excès d'air).

◇ *Fonctionnement en régime stabilisé au niveau de la mer*

C'est le cas de la voiture automobile.

Pour une pression d'admission et un régime fixés, la puissance varie avec la richesse. Elle passe par un maximum pour une valeur de cette dernière de l'ordre de 1,2 et décroît des deux côtés, d'abord lentement, puis rapidement du côté des mélanges pauvres pour s'annuler à l'extinction pauvre.

La consommation passe par un minimum pour des richesses comprises entre 1 et 0,95. Le fonctionnement devient encore possible (avec des moteurs munis de pistons en acier), jusqu'à des valeurs de l'ordre de 0,8 mais l'instabilité de la combustion interdit d'utiliser des valeurs inférieures à 0,85.

Bien que le moteur ne chauffe pas, aux mélanges pauvres (il s'oxyde), on peut trouver des pistons en aluminium en tirant trop la commande de mélange. Dans ce cas, la richesse unitaire est une limite inférieure.

◇ *Cas d'une forte demande de puissance*

C'est le cas du décollage et de la montée à basse altitude, puisque le moteur ne peut plus donner de puissance importante à altitude élevée (à l'exception des moteurs munis d'un turbocompresseur).

Dans ces cas il faut impérativement fonctionner en mélange riche pour les raisons suivantes, déjà évoquées : refroidissement supplémentaire, protection contre la corrosion des pistons, meilleure résistance à la détonation.

Il devient alors possible d'afficher la pleine admission, ce qui compense le refroidissement supplémentaire dû à la chaleur spécifique de l'essence non brûlée.

◇ *Influence de l'altitude*

Pour les automobiles, le problème ne se pose pas. La plus haute altitude des routes de France est d'environ 9 080 pieds (col de l'Iseran), il suffit d'admettre une surconsommation passagère et de vérifier que l'extinction riche n'est pas atteinte. Même dans ce cas, cela ne serait pas catastrophique, pour les occupants d'un véhicule terrestre...

Nous avons vu que les carburateurs des petits moteurs d'avion avaient tendance à enrichir le mélange en altitude. Aucune correction automatique n'étant installée, il suffit de profiter de la marge riche, nettement plus grande que la marge pauvre et de vérifier que l'avion ne peut atteindre l'extinction riche, ce qui est presque toujours le cas.

Mais il reste que pour éviter une surconsommation et à la longue un encrassement, il faut appauvrir. Pour cela, tous les carburateurs montés sur avion sont munis d'une commande manuelle de mélange.

◇ *Ralenti*

L'expérience montre que le ralenti ne peut être stable qu'avec une richesse élevée. Il y a donc un réglage de la richesse de ralenti sur les carburateurs et du débit de ralenti sur les blocs d'injection. Ces réglages ne sont pas accessibles au pilote.

◇ *Ajustement correct de la richesse*

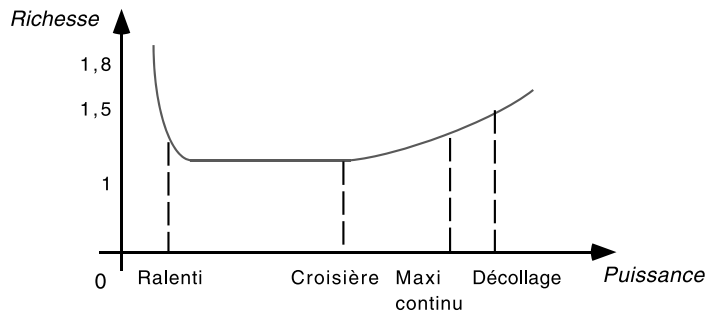
Il existe des ouvrages qui représentent la « variation de la puissance en fonction de la richesse », avec de nombreux points caractéristiques. Cette représentation est trompeuse...

En effet si indéniablement il y a influence, toutes choses égales par ailleurs, de la richesse sur la puissance, la richesse n'est pas une commande de puissance.

La richesse doit être ajustée, automatiquement ou manuellement, compte tenu des paramètres de fonctionnement du moteur à l'instant considéré, en vue d'assurer un déroulement convenable de la combustion.

Nous n'allons donc pas représenter la variation de puissance en fonction de la richesse mais la richesse souhaitable en fonction de ce que l'on demande au moteur. C'est la courbe utilisée par les motoristes.

Voici l'allure de cette courbe :



Comment obtenir ce réglage optimum ?

Le nec plus ultra de cet ajustage fut sans doute la commande de puissance du moteur de 835 CV, à 12 cylindres refroidis par air, avec compresseur

mécanique à l'admission qui a équipé de très nombreux avions de l'Armée de l'Air et qui était construit par la S.N.E.C.M.A.

Il était commandé par une manette de puissance unique.

Cette manette agissait simultanément sur la pression d'admission, par un limiteur, sur le calage de l'hélice, par l'intermédiaire d'un régulateur et sur la richesse du mélange.

Le pilotage de ce moteur en était grandement simplifié, il suffisait d'afficher la pression d'admission compte tenu des phases du vol. Malgré tout, au delà d'une pression d'admission égale à 1,35 fois la pression de l'atmosphère type au niveau de la mer, il existait des « plages interdites » en fonctionnement continu. La manette de puissance, à partir de cette valeur de l'admission, comportait des crans bien marqués qu'il fallait obligatoirement respecter : 1,35 ; 1,45 ; 1,80.

Ceci est révolu. Nous allons indiquer et commenter la procédure de réglage de la richesse que préconise le plus grand motoriste de petits moteurs du monde.

Paramètres de contrôle :

Le paramètre de contrôle du mélange peut être, selon l'équipement livré avec l'avion, le thermomètre d'échappement, le débitmètre ou le tachymètre.

Recommandations générales :

Ne jamais dépasser la valeur limite de la température de culasse, lorsque l'indicateur correspondant est installé. Se référer au manuel de vol.

Ne jamais appauvrir un moteur équipé d'un contrôle automatique du débit de carburant.

Conserver la manette de mélange sur plein riche à la puissance de décollage, en montée et en croisière rapide (au-dessus de 75 %). Néanmoins, il est préconisé lors des décollages depuis des aérodromes élevés et lors de la montée en altitude, d'éviter un fonctionnement irrégulier ou même une baisse de puissance due à un mélange trop riche. Dans ce cas, il faut ajuster le mélange pour rétablir un fonctionnement régulier mais ne pas rechercher l'économie de carburant. Contrôler si possible la montée en température. Un fonctionnement irrégulier dû à un mélange trop riche peut être rencontré avec des moteurs équipés de carburateurs au dessus de 5 000 pieds.

Revenir toujours sur plein riche avant toute augmentation de la puissance.

Régler toujours le moteur à la richesse de puissance maximum lors de la croisière rapide et à la richesse de meilleure consommation lors de la croisière économique (sauf indication contraire du Manuel de Vol).

Lors de percées, il peut être nécessaire d'utiliser le réglage manuel de richesse sur des moteurs munis de carburateurs non compensés ou de système d'injection en vue d'obtenir un fonctionnement régulier.

Recommandations particulières :

Avions munis d'un thermomètre de gaz d'échappement (EGT).

Moteurs atmosphériques équipés de carburateurs non compensés ou de carburateurs à membrane.

Croisière maximum (environ 75 % de la puissance maximum). Ne jamais appauvrir au delà d'un abaissement de 150 °F, du côté riche, en dessous de la crête de température EGT (sauf indication contraire du manuel de vol). Surveiller le thermomètre de culasse, s'il est disponible.

Croisière économique (moins de 75 % de la puissance maximum). Régler au pic EGT, ou pour tenir compte d'une éventuelle imprécision ou fausse manœuvre, à 50 °F côté riche de ce pic.

Lorsque cela est possible, il est préférable de toujours utiliser le thermomètre des gaz d'échappement (EGT) pour régler la richesse. Pour jouer son rôle, cet instrument n'a pas besoin d'être fidèle ! En effet, Il suffit qu'il soit un indicateur de tendance, c'est-à-dire que l'aiguille monte lorsque la température augmente et descende lorsque la température diminue. Si c'est le cas, on sera certain de la position du « pic EGT » et on pourra enrichir en conséquence.

Avions équipés de débitmètre de carburant (Fuel Flow) :

Appauvrir en utilisant le tableau des débits ou en utilisant les secteurs de l'instrument correspondants aux différents pourcentages de puissance demandés au moteur.

Avions ne disposant que du tachymètre (croisière économique, 75 % ou moins) :

Moteurs à carburateur

Noter soigneusement le régime. Tirer lentement la commande de richesse depuis la position plein riche vers l'arrière.

Continuer à tirer jusqu'à apparition d'une légère baisse de régime. Stopper immédiatement le mouvement vers l'arrière.

Repousser la commande vers l'avant jusqu'à la position où l'on retrouve le régime initial.

Moteurs à injection

Relever soigneusement la pression d'admission. Tirer lentement la commande de richesse vers l'arrière.

Continuer à tirer jusqu'à apparition du premier symptôme notable de baisse de puissance, pouvant être associé à une baisse de pression ou à une légère irrégularité de fonctionnement du moteur.

Enrichir jusqu'au rétablissement de la pression d'admission initiale ou de la régularité de fonctionnement.

Attention : Le débitmètre des moteurs à injection de moins de 300 CV n'est pas un « vrai » débitmètre, c'est à dire une petite turbine tournant dans la canalisation d'essence. En fait, on mesure la pression dans l'araignée et on en déduit un débit grâce à une relation, dite de Poiseuille.

Cette pression impose un débit par les orifices des injecteurs. Mais au cours de l'utilisation du moteur, ces injecteurs s'encrassent, ce qui diminue légèrement leur section. Le débit réel de l'essence décroît donc progressivement par rapport à la valeur indiquée.

En outre, le nettoyage de ces injecteurs se limite parfois à un soufflage énergique qui ne peut enlever complètement le plomb se déposant dans les petits orifices (l'essence de qualité 100 LL contient un peu plus d'un demi gramme de plomb au litre).

Le réglage de richesse obtenu par utilisation du débitmètre est donc systématiquement plus ou moins pauvre.

D'où deux recommandations ultimes issues du bon sens.

Ne réglez jamais un moteur équipé de pistons en aluminium du côté pauvre du pic de température. Dans le doute, réglez un peu plus riche, mais ne trouez pas vos pistons !

■ Le t urbocompresseur

Cet accessoire n'en est pas un. Lorsqu'il est présent, il fait partie intégrante du moteur et participe même au cycle thermodynamique de celui-ci.

Le turbocompresseur est installé avec des objectifs radicalement différents sur véhicules terrestres et sur avions. Commençons par expliquer cette différence.

Lorsqu'on désire augmenter la puissance d'un moteur, il y a plusieurs solutions possibles.

Le reconstruire avec un alésage et une course de plus grandes dimensions. Ce n'est alors plus le même moteur.

On peut le faire tourner plus rapidement. Mais on est alors limité par la perte de charge dans les soupapes. Le doublement de ces soupapes est possible, mais cher et jamais employé en aéronautique. L'accroissement de régime est également limité par l'endurance que l'on souhaite pour le moteur : les moteurs de compétition automobile sont conçus pour ne tenir que la durée d'un seul Grand Prix...

On peut lui adjoindre un turbocompresseur à l'échappement et le suralimenter à l'admission.

Pourquoi la suralimentation à l'admission augmente-t-elle la puissance disponible ?

Lorsque la pression d'admission diminue, papillon plein ouvert, du fait de la décroissance de densité relative de l'air avec l'altitude, la puissance diminue un peu plus vite que cette densité.

Le raisonnement inverse est tout aussi valable. Si nous admettons de l'air comprimé dans le moteur, donc de densité relative supérieure à la densité

relative ambiante, nous verrons sa puissance de sortie augmenter selon la même relation (dans le sens opposé).

Lorsque les constructeurs automobiles souhaitent faire « disparaître » le moteur, en le logeant parfois sous le plancher, le turbo leur apporte un moteur plus puissant et à peine plus encombrant. Avec le même alésage et la même course, la puissance est accrue. Il faut en contrepartie augmenter l'épaisseur des parois des cylindres, la fixation des culasses, la solidité de l'embellage, la tenue des paliers etc.

Ce n'est plus le même moteur ! Il est néanmoins géométriquement plus petit que le moteur de même puissance non suralimenté.

Un autre problème se pose, si le turbo est puissant : la compression de l'air d'admission avant son introduction dans le cylindre interdit les taux de compression élevés avec des moteurs à allumage commandés.

En effet, il devient possible dans ces conditions d'atteindre la température d'inflammation du mélange avant l'instant souhaité pour déclencher l'étincelle de la bougie. Le phénomène de détonation peut alors prendre une ampleur insoupçonnée.

Ces problèmes disparaissent en partie lorsqu'on ajoute un turbocompresseur à un moteur à allumage spontané, c'est à dire diesel. Sur ces moteurs, on souhaite au contraire l'allumage spontané : il suffit d'injecter le carburant à l'instant le plus favorable à un rendement élevé.

Cela dit, les températures atteintes en fin de combustion ne doivent pas conduire à la fusion des cylindres ou des pistons. Il faut donc installer un échangeur de refroidissement de l'air après la compression dans le turbocompresseur et avant l'admission dans le cylindre.

Le « turbo-diesel » équipé d'échangeur est devenu pratiquement incontournable sur certains véhicules terrestres et de splendides marques

« turbo-intercooler » sont de plus en plus fréquentes sur les grosses voitures et les camions.

Le turbocompresseur est extraordinairement intéressant au point de vue énergétique.

◇ *Bilan ther modynamique*

L'étude complète du cycle d'un moteur suralimenté par un turbo sortirait du cadre de cette collection.

Nous allons nous contenter d'une explication simple (mais non simpliste) de son extraordinaire intérêt en aéronautique.

Nous pourrions croire, à tort, que la récupération d'énergie résultant de l'utilisation d'un turbocompresseur ne provient que de l'augmentation de consommation (inhérente à l'accroissement de la pression d'admission) qui entraîne celle de la puissance fournie.

Nous pourrions supposer également que cette énergie n'est pas récupérée mécaniquement sur l'arbre de la turbine de détente à l'échappement à cause de la difficulté technologique de cette récupération mécanique (en toute rigueur, il faudrait un réducteur sur la sortie de la turbine et un couplage par différentiel sur l'arbre de sortie).

Le simple fait de comprimer l'air d'admission suffit pourtant à récupérer du travail sur l'arbre de sortie.

Cela vient du fait qu'un moteur à piston est un moteur à air comprimé !

Considérons un monocylindre à quatre temps et supposons qu'il soit stoppé au début du temps d'admission, juste après l'ouverture de la soupape correspondante, donc au P.M.H passif.

Supprimons le carburateur, obturons soigneusement les orifices des gicleurs et ouvrons à fond le papillon des gaz. Puis relions le conduit d'arrivée de l'air à une source importante d'air comprimé. Par exemple, pourquoi pas, à la sortie d'un compresseur actionné par l'échappement d'un autre moteur...

Ouvrons la vanne d'air. Il va s'engouffrer dans la soupape d'admission et pousser le piston vers le bas.

Supposons le moteur équipé d'un volant, de moment d'inertie élevé.

En fin de temps d'admission, la soupape se referme. Le temps suivant est le temps de compression.

Si le volant a été suffisamment « lancé », on peut supposer que l'énergie cinétique stockée sera suffisante pour faire remonter le piston jusqu'au prochain P.M.H. actif. Pendant cette remontée, il faut comprimer l'air du cylindre.

Si cette remontée s'effectue, admettons-le provisoirement, il n'y a plus de problème pour la suite des événements car le bilan du travail dû à l'ensemble des deux courses de compression et de détente est neutre du point de vue énergétique pour ce moteur à air comprimé. Le volant doit retrouver au P.M.B. suivant la même énergie cinétique que celle qu'il possédait au P.M.B. précédent.

Le piston n'aura aucune difficulté à remonter ensuite au P.M.H. passif car la soupape d'échappement s'ouvre et l'air comprimé va s'échapper de lui-même dans l'atmosphère dès son ouverture.

C'est encore plus vrai pour un quatre cylindres, avec en plus l'avantage qu'il y a toujours une soupape d'admission ouverte : le moteur à air comprimé démarrera toujours.

Le simple fait d'admettre de l'air à une pression supérieure à la pression d'échappement est une cause de fourniture d'énergie par le moteur.

L'inverse est également vrai. Les bons automobilistes ne font pas chauffer leurs freins pendant une longue descente, il utilisent le « frein moteur » en utilisant un rapport intermédiaire imposant un régime assez élevé et en lâchant l'accélérateur, ce qui amène une pression d'admission très faible. La consommation n'est pas nulle, mais l'énergie fournie par le moteur est franchement négative.

Le deuxième point fort du turbo est le suivant : l'énergie nécessaire à la compression est presque gratuite au point de vue thermodynamique. Presque, car le fait d'introduire une obstruction dans le conduit d'échappement est nuisible à la puissance de sortie par augmentation de la contre-pression. Il subsiste néanmoins une énergie considérable dans l'échappement. Les gaz d'échappement ont une pression de deux atmosphères lorsque la soupape s'ouvre et l'énergie partant « en fumée » dans l'échappement est considérable (45 à 50 %).

Il sort dans l'échappement presque deux fois l'énergie qui sort sur l'arbre.

Il est donc absurde, mais inévitable, de faire fonctionner un moteur en le bridant avec un papillon des gaz.

Les merveilleux compresseurs mécaniques n'existant plus de nos jours, le turbocompresseur est le seul moyen d'obtenir une puissance de sortie convenable au dessus de 15 000 pieds sans emporter au décollage un moteur surpuissant qui serait sous-utilisé au cours de la croisière.

Si l'on accepte de ne pas faire fonctionner le moteur à la pleine admission à basse altitude, il est possible de rétablir en altitude une puissance identique à celle que nous pourrions obtenir au sol, sans turbo, du même moteur, sans avoir besoin de le redimensionner, c'est à dire avec les mêmes pistons,

les mêmes cylindres et le même embiellage. Donc sans augmentation substantielle de masse au décollage.

Dans la pratique, on profite quand même du turbocompresseur et le motoriste dimensionne généralement son moteur pour fonctionner en toute sécurité avec 30 % de plus que la pression de l'atmosphère type au niveau de la mer.

◇ *Description d'un turbocompresseur*

La source d'énergie est une turbine de détente, analogue à la turbine des réacteurs, mais beaucoup plus petite et tournant à très grand régime.

La turbine entraîne un compresseur rotatif centrifuge monté dans le même carter.

Il en résulte qu'il est obligatoire de comprimer de l'air, non du mélange, car la présence simultanée dans un même carter de gaz d'échappement brûlants et de mélange carburé pourrait conduire à une explosion.

Il n'est alors plus question de cuve à niveau constant munie d'une mise à l'air libre... le turbo est donc nécessairement associé à un bloc d'injection, pour les moteurs à essence (ou à une pompe d'injection pour les moteurs diesel terrestres).

Un manomètre d'injection est dans ce cas absolument indispensable.

Un échangeur destiné à refroidir l'air comprimé sortant du compresseur tend à se généraliser sur les véhicules terrestres, il n'existe pas sur les petits avions car nous avons vu que l'objectif recherché n'est pas d'obtenir une forte pression d'admission mais uniquement de conserver une pression suffisante en altitude.

◇ *Problèmes d'exploitation*

En l'absence d'un asservissement maintenant constante la pression d'admission commandée par le pilote, le système moteur à pistons + turbine à l'échappement + compresseur à l'admission est potentiellement dangereux.

A cela, il y a deux raisons.

Voici la première.

Nous avons expliqué que le turbo « aéronautique » est conçu pour rétablir en altitude une pression d'admission donnant la puissance maximum dont le moteur est capable au sol.

En comprimant deux fois de l'atmosphère « de 20 000 pieds » nous n'obtenons que 931 hPa, c'est-à-dire moins que la pression au niveau de la mer, le compresseur doit pouvoir approcher une telle compression qui est alors sans danger pour le moteur.

Mais si nous laissons le compresseur doubler la pression d'admission au niveau de la mer, nous obtiendrions 2 026 hPa. Le moteur n'est pas dimensionné pour fournir au sol la puissance qui serait obtenue avec une telle pression d'admission. S'il l'était, il serait beaucoup trop lourd pour un vol économique en altitude.

Sans asservissement, il y a possibilité de casser le moteur au plein gaz au niveau de la mer.

Voici la seconde raison.

Supposons l'avion en palier stabilisé en altitude, papillon plein ouvert. Le moteur fonctionne alors avec une pression d'admission proche de celle qu'il aurait au sol, sans turbo.

Le pilote, inconsciemment, met son avion en descente.

La pression ambiante va augmenter puisque l'avion descend, donc la pression d'admission également, sans action sur le papillon. L'énergie sortant par l'échappement va augmenter également, ce qui va augmenter le rapport des pressions entre l'amont et l'aval du compresseur.

Cela va avoir tendance à augmenter la pression d'admission et ainsi de suite. Tout cela, sans aucune variation du régime.

Sans asservissement, le turbocompresseur des petits avions présente une forme d'instabilité lors des variations d'altitude.

Cette instabilité est aisément amortie par un pilote attentif, mais représente un danger potentiel pour un pilote distrait.

Par sécurité, les petits moteurs suralimentés par des turbocompresseurs sont équipés d'un clapet de surpression qui interdit de dépasser une valeur maximum de pression d'admission (par exemple 40 pouces de mercure, soit un tiers de plus que la pression de l'atmosphère type au niveau de la mer).

En toute rigueur, ce clapet est bien un limiteur d'admission, à distinguer cependant du « limiteur » qui équipait les moteurs en étoiles multiples de plus de 3 000 CV. Il était beaucoup plus qu'un clapet de surpression, c'était un formidable asservissement de cette pression constituant une aide au pilotage indispensable à la conduite de tels moteurs.

Nous n'irons pas plus loin dans notre description du turbocompresseur des petits avions.

Leur nombre est limité et ils sont en général mal exploités, car le montage d'un tel accessoire sur un petit avion permet de monter à des altitudes où l'emport d'oxygène est obligatoire. Cela impose la présence à bord de bouteilles d'oxygène et d'inhalateurs lors de tous les vols.

C'est rarement le cas. Les turbocompresseurs sont donc presque toujours sous-exploités dans notre pays, excepté lors d'une utilisation systématique en I.F.R., où les capacités ascensionnelles permettent de sortir rapidement des zones givrantes.

Sur le continent américain néanmoins existent d'immenses plaines situées à plus de 2 500 mètres d'altitude, riches en aérodromes et entourées de montagnes atteignant 4 000 mètres. Il y a donc des contrées où le turbocompresseur est indispensable pour tous les vols.

■ **Couplage du moteur à une hélice à calage fixe**

La bonne compréhension de ce couplage passe par la description d'un cas réel.

Nous allons donc étudier le montage d'une hélice bipale de marque Sensenich (modèle 74-DM6-0-60 de 1,88 m de diamètre), sur l'arbre de sortie d'un moteur à quatre cylindres de marque Lycoming (modèle 0-320-D2), donné par son constructeur pour une puissance nominale de 160 horsepower, c'est à dire 162 CV environ, en atmosphère type au niveau de la mer et au régime maximum autorisé de 2 700 t/min.

Cet ensemble constitue, par définition, un motopropulseur.

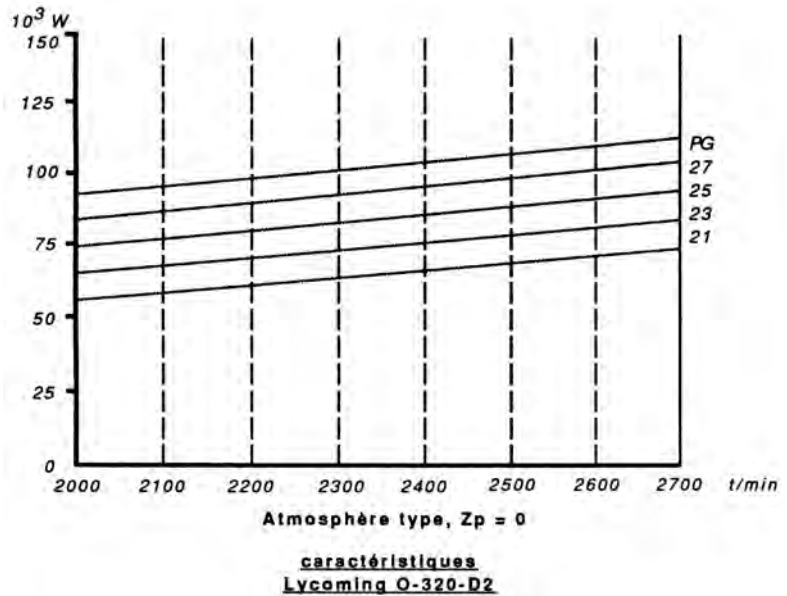
◇ *Caractéristiques du moteur*

Le motoriste ne donne pas, dans son manuel d'exploitation, les caractéristiques telles que nous les avons définies, c'est-à-dire la puissance en fonction du régime pour une pression d'admission déterminée.

Rappelons que les avions équipés de ce motopropulseur ne disposent pas, généralement, de manomètre d'admission.

Le motoriste fournit cependant les courbes donnant la puissance de sortie en fonction de la pression d'admission, pour des régimes allant de 2 000 à 2 700 t/min.

Il est donc possible de tracer les caractéristiques telles que nous les souhaitons et avec toute la précision nécessaire à la poursuite de notre étude.



Ces caractéristiques, dans la plage des régimes utilisés en vol, sont pratiquement des droites, sauf la plus élevée (celle qui correspond au papillon plein ouvert), qui s'incurve très légèrement vers le bas au dessus de 2 300 t/min. Cette dernière n'est pas, en toute rigueur, une caractéristique à pression d'admission constante.

En effet le motoriste précise, dans son manuel, la raison de cette incurvation, pour les forts débits de l'air admis, la perte de charge dans la manche d'entrée ne peut plus être négligée et la pression d'admission s'abaisse

progressivement de 29 pouces de mercure (il y a donc déjà une chute de 0,92 pouces pour les régimes inférieurs à 2 300 t/min) jusqu'à 28,6 pouces de mercure pour le régime maximum autorisé de 2 700 t/min.

Un observateur attentif remarquera que l'intervalle numéro 1 est inférieur à l'intervalle numéro 2, sur notre schéma.

Remarque : ces caractéristiques peuvent aisément être modélisées par une relation linéaire entre la pression d'admission et la puissance (exception faite de la plus élevée), correspondant au plein gaz (où il devient nécessaire d'introduire la perte de charge supplémentaire dans la manche d'entrée).

◇ *Caractéristiques de l'hélice*

Rappelons que le fonctionnement de l'hélice est entièrement défini par les paramètres de traction et de puissance du diagramme de Eiffel-Rith. En particulier, pour tous les couples de valeurs du régime N et de la vitesse air de l'hélice V , il est possible de calculer le paramètre sans dimension g , d'en déduire le paramètre réduit de puissance k , qui permet le calcul de la puissance nécessaire à l'entraînement de l'hélice et le paramètre réduit de traction t qui permet de calculer la traction qu'elle communique à l'avion.

Il est donc possible de déterminer la puissance nécessaire à la rotation en fonction du régime de cette rotation. Le résultat de ce processus est la caractéristique recherchée de l'hélice.

◇ *Montage de l'hélice sur l'arbre du moteur*

Pour le moment, nous n'étudions pas encore le couplage du motopropulseur à l'avion. Nous allons supposer que ce motopropulseur « isolé dans l'atmosphère » avance à une vitesse air V , momentanément arbitraire.

Mais il nous faut le régime de rotation N qui détermine la puissance fournie par le moteur, par l'intermédiaire des caractéristiques de celui-ci et la puissance reçue par l'hélice comme nous venons de l'expliquer.

Comment déterminer ce régime de rotation lorsqu'une pression d'admission est affichée par la manette des gaz ?

Il n'existe que deux procédés permettant de résoudre ce problème.

Le premier c'est de faire voler un avion équipé de ce moteur et de cette hélice. Nous aurons la réponse à la question posée, mais sans pouvoir déterminer les facteurs qui influent sur le régime que nous lirons sur le tachymètre. De plus il n'est pas sûr que nous aurons toutes les réponses souhaitées, car l'avion refusera peut-être de voler dans toute la gamme voulue de ces vitesses air arbitraires.

Le deuxième consiste à tracer la caractéristique de l'hélice dans les mêmes axes de coordonnées, avec les mêmes variables et bien sûr à la même échelle que celle du moteur, puis de les superposer.

Lorsque nous trouverons une intersection définie par les conditions suivantes :

- identité des régimes du moteur et de l'hélice,
- puissance fournie par le moteur égale à celle qui est nécessaire à l'hélice pour être entraînée,

nous pourrions supposer que l'ensemble moteur + hélice peut tourner à ce régime.

Nous allons donc maintenant donner des exemples concrets de ce processus qui vise, rappelons-le, à déterminer les paramètres définissant l'équilibre entre la puissance fournie par le moteur et la puissance absorbée par l'hélice.

Cas du point fixe

La première vitesse arbitraire choisie est la vitesse nulle.

C'est le cas du motopropulseur monté dans une soufflerie... ne soufflant pas, ou monté sur l'avion, frein de parking serré et par vent nul.

Que se passe-t-il lorsque nous poussons la manette des gaz depuis la position de ralenti jusqu'à la pleine ouverture du papillon ?

Représentons le diagramme de Eiffel-Rith de l'hélice Sensenich considérée.

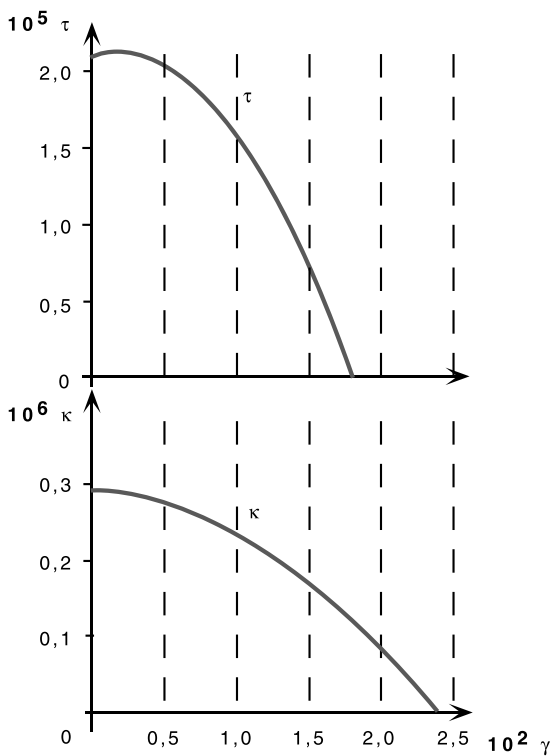


Diagramme de Eiffel-Rith

Au point fixe, le paramètre sans dimension g est nul, quel que soit le régime de rotation. γ est égal au rapport $V / N.D$, toujours nul, dans notre cas.

Pour l'hélice considérée, le diagramme nous indique que le paramètre réduit de puissance κ a pour valeur $0,291 \cdot 10^{-6}$ lorsque γ est nul.

Nous affecterons systématiquement un coefficient 100 à γ et un coefficient 10^6 à κ pour les représenter simplement. En effet, nous avons préféré, dans cet ouvrage, exprimer les régimes de rotation en tours par minute et non en radians par seconde, car tous les avions du monde sont équipés d'indicateurs gradués en RPM.

En reprenant la fraction qui a servi à définir ce paramètre et en faisant passer la puissance dans le premier membre, nous pouvons calculer la puissance nécessaire à l'entraînement en rotation de cette hélice :

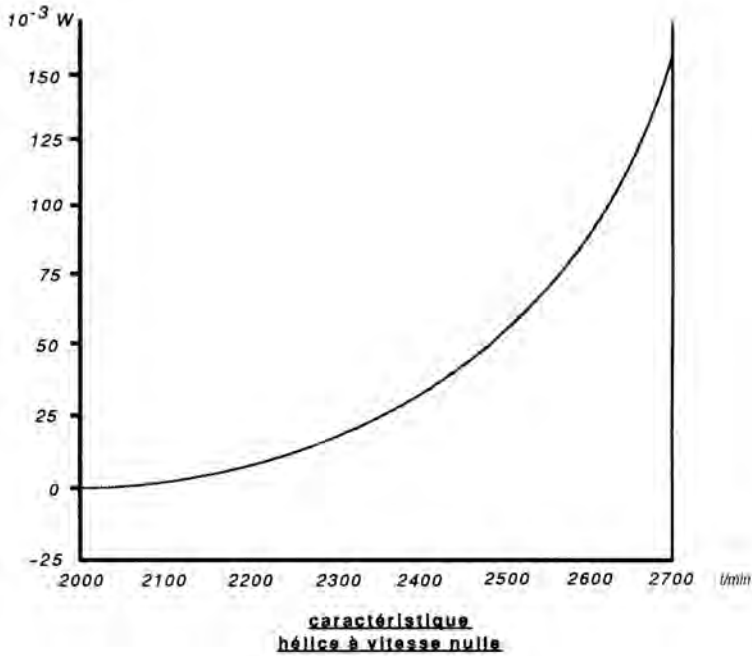
$$P = \kappa \cdot \rho_o \cdot \sigma \cdot N^3 \cdot D^5$$

Numériquement, en explicitant la puissance cinq du diamètre et en écrivant que $(\rho_o \cdot \sigma)$ au sol vaut $1,225 \text{ kg/m}^3$:

$$P = 0,291 \cdot 10^{-6} \cdot 1,225 \cdot 23,48 \cdot N^3$$

La puissance nécessaire à l'entraînement en rotation de l'hélice est proportionnelle au cube du régime.

La caractéristique à vitesse d'avancement nulle est donc une cubique. Nous avons déjà signalé l'effet de régulation du régime introduit par cette puissance.

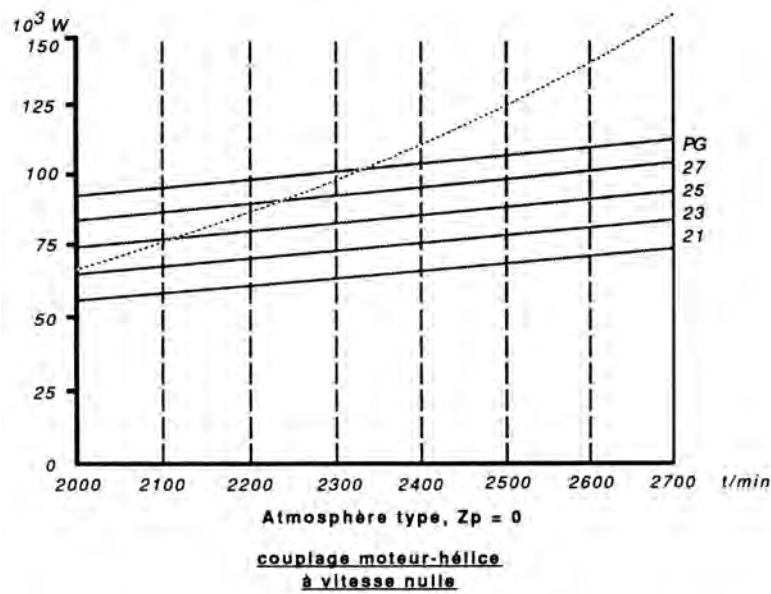


Nous pouvons observer sur cette courbe que la puissance nécessaire à l'entraînement de l'hélice reste très réduite en dessous de 700 t/min d'où l'assertion :

Le démarrage hélice couplée est parfaitement possible.

Cela permet l'utilisation d'un démarreur non surdimensionné et évite le montage d'un embrayage ou d'un crabotage entre l'arbre de sortie du moteur et l'hélice, avec les énormes difficultés qui en résulteraient.

Il nous suffit ensuite de reporter la caractéristique ainsi obtenue sur le réseau des caractéristiques du moteur pour obtenir le résultat recherché. Nous le ferons avec une échelle dilatée.



Nous pouvons alors en déduire que, lorsque nous poussons la manette des gaz, le régime atteint un peu moins de 2 000 t/min à 23 pouces, passe par 2 100 t/min à 25 pouces, un peu plus de 2 200 t/min à 27 pouces et se stabilise à environ 2 330 t/min au plein gaz.

Remarque 1 : des hélices un peu différentes ou des variations des conditions du jour peuvent conduire à des écarts autour des valeurs précédentes.

Remarque 2 : le moteur et l'hélice ne donnent alors au PG que 105 000 W, soit 143 CV. Nous n'obtenons pas la puissance nominale de 162 CV car au plein gaz, avec cette hélice, le régime s'équilibre à 2 330 t/min et non au régime maximum de 2 700 t/min.

L'équilibre obtenu pour ces pressions d'admission est-il stable ?

Etudions l'équilibre au plein gaz.

Supposons que le régime ralentisse jusqu'à 2 200 t/min. La planche 4 permet alors d'estimer les valeurs suivantes :

- puissance nécessaire à l'entraînement de l'hélice : environ 87 000 W.
- puissance fournie par le moteur sur son arbre, lue sur la caractéristique plein gaz, (puisque la manette reste en cette position) : environ 95 000 W.

Le moteur fournit plus d'énergie que l'hélice n'en absorbe « aérodynamiquement ». Il en résulte que le surplus d'énergie sert à augmenter le moment cinétique de l'ensemble des parties tournantes, moteur + hélice et le régime de rotation augmente jusqu'à retrouver l'équilibre initial. L'équilibre est stable.

Nous invitons nos lecteurs à effectuer le même raisonnement dans le cas d'une augmentation fortuite du régime.

Vitesse d'avancement non nulle

Supposons maintenant que la soufflerie contenant le motopropulseur se mette en marche, ou que nous lâchions le frein de parking de notre avion.

Le motopropulseur avance et le résultat serait presque identique si un vent de face soufflait sur l'hélice.

Que devient la caractéristique de l'hélice dans ces conditions ?

Nous allons effectuer l'étude complète dans un seul cas précis, mais nous présenterons le résultat dans tous les cas qui intéressera, plus tard, le vol de l'avion.

Fixons maintenant arbitrairement la vitesse air à 60 kt et supposons nous trouver en atmosphère type au niveau de la mer.

Lorsque nous voulons déterminer la caractéristique pour des régimes croissants, il est nécessaire, pour chacun de ces régimes, de calculer d'abord le paramètre γ , puisqu'à chacun de ces régimes correspond une valeur différente et décroissante de γ (puisque $\gamma = V / N \cdot D$).

Si nous débutons notre « balayage » des régimes par des régimes très faibles – par exemple 500 t/min – nous allons obtenir initialement une valeur élevée de γ .

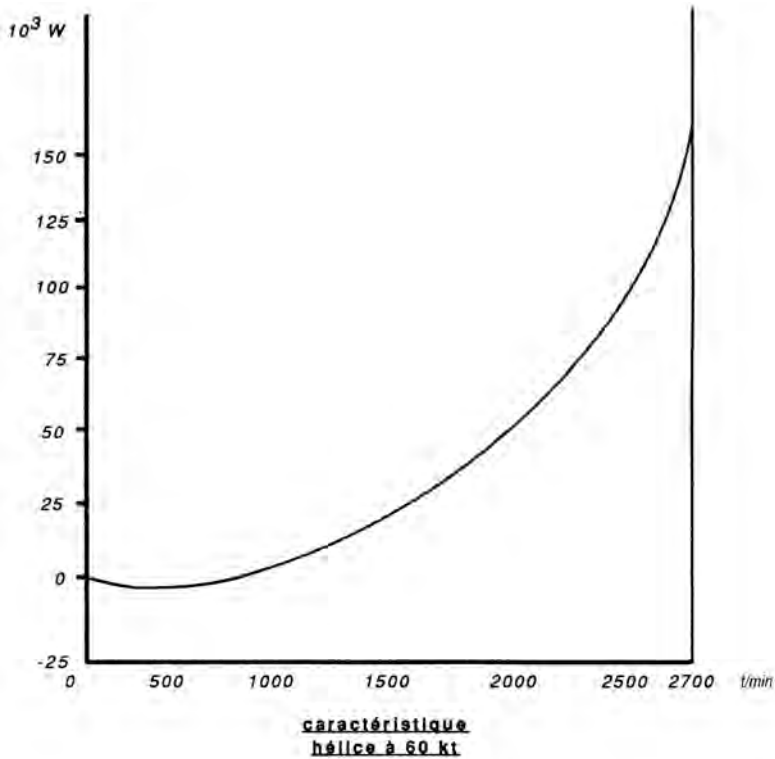
Dans le cas considéré, 60 kt = 30,9 m/s et $N = 500$ t/min :

$$\gamma = 30,9 / 500 \cdot 1,88 = 3,28 \cdot 10^{-2}$$

Cette valeur se situe franchement au-dessus de la valeur qui correspond au début de la zone dite de « moulinet », qui commence à $\gamma = 2,35 \cdot 10^{-2}$.

Cela signifie que lorsque le motopropulseur avance à 60 kt, si nous voulons que l'hélice ne tourne qu'à 500 t/min, le moteur doit freiner l'hélice, qui sans cette action tournerait à régime plus élevé.

La puissance hélice est donc négative pour ce régime.



La figure ci-dessus montre bien la petite plage négative de la puissance aux faibles régimes. Nous venons de l'expliquer.

Si nous rendons l'hélice « folle » sur son arbre cela signifie qu'elle va placer d'elle même son point de fonctionnement à une valeur où la puissance nécessaire à son entraînement en rotation est nulle (n'importe quel régime multiplié par un couple nul donne une puissance nulle).

Elle va donc s'accélérer puisque le moteur devait la freiner à 500 t/min.

Elle va atteindre un régime où γ sera égal à la valeur qui correspond à l'intersection de la courbe $\kappa(\gamma)$ avec l'axe des abscisses, donc à une valeur nulle de ce paramètre sans dimension. Ce point représente le début de la zone de moulinet dans le diagramme de Eiffel-Rith.

Nous pouvons lire $\gamma = 2,37 \cdot 10^{-2}$ sur ce diagramme.

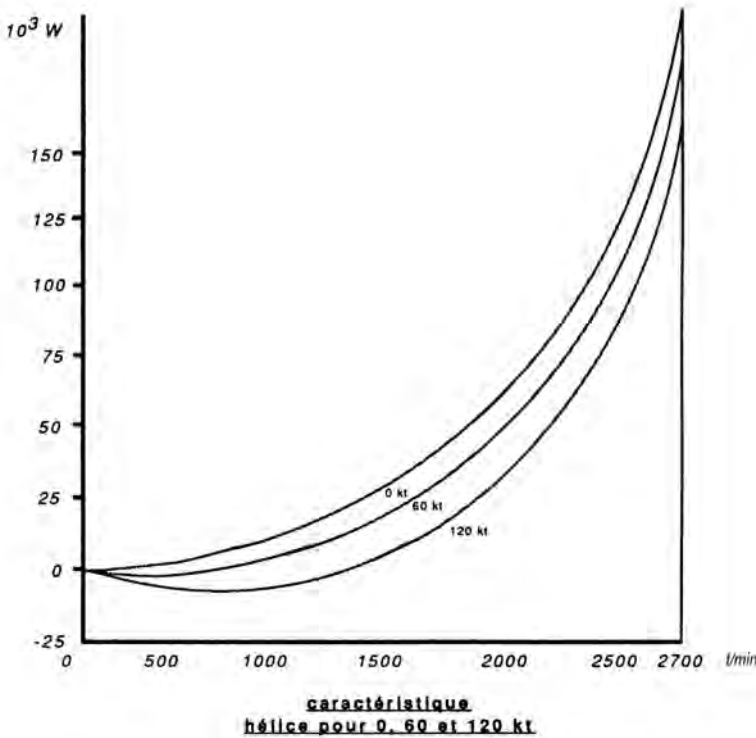
Le régime correspondant sera donc :

$$N = V / (\gamma \cdot D) \quad N = 30,9 / (2,37 \cdot 10^{-2} \cdot 1,88) = 694 \text{ t/min}$$

En résumé, si nous soufflons à 60 kt sur l'hélice Sensenich montée folle sur son axe, elle tournera à 694 t/min, au niveau de la mer.

Au-dessus de ce régime, il faut entraîner l'hélice pour qu'elle tourne. Bien sûr, ce vent relatif de 60 kt l'aidera partiellement à tourner à un régime supérieur.

Cet effet se manifeste d'autant plus que la vitesse air est importante et nous présentons à nos lecteurs un réseau des caractéristiques de l'hélice Sensenich pour les vitesses air de 0, 60 et 120 kt. Nous avons choisi un pas de 60 kt car une valeur inférieure rendrait la planche peu lisible.

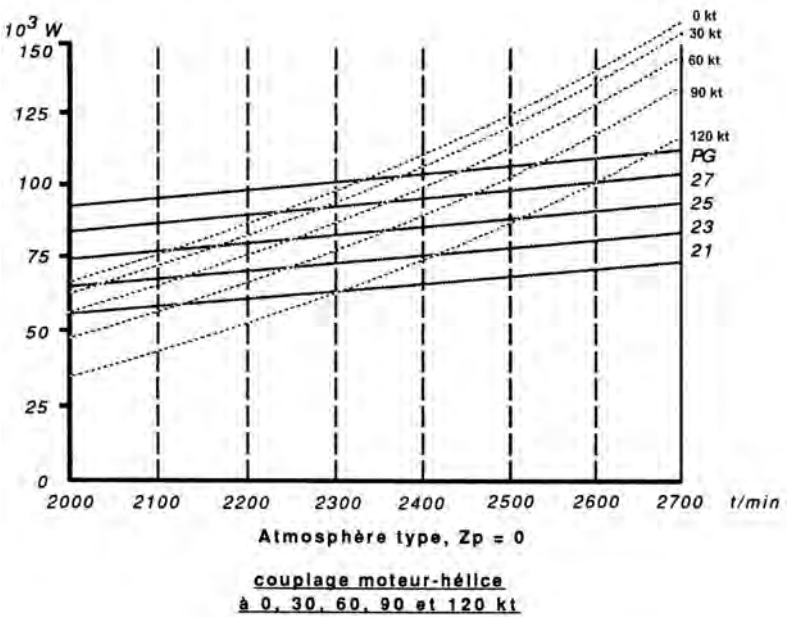


Nous observons parfaitement que la plage des régimes qui correspondent à des puissances négatives augmente fortement lorsque le « vent relatif » augmente. A 120 kt, le régime de moulinet est d'environ 1 400 t/min (ne pas confondre moulinet et transparence).

Remarque : l'observation du diagramme de Eiffel-Rith nous montre que le régime de moulinet pour 120 kt ne peut être que le double du régime de moulinet pour 60 kt puisque le paramètre γ a la même valeur dans

ces deux cas (l'abscisse de l'intersection d'une caractéristique de l'hélice avec l'axe des régimes est proportionnelle au paramètre vitesse de cette caractéristique).

Nous pouvons maintenant superposer une vue partielle de ce réseau aux caractéristiques du moteur comprises entre 2000 et 2700 t/min, afin d'obtenir une meilleure lisibilité de la planche. Il devient alors possible d'inclure les vitesses air intermédiaires de 30 et de 90 kt.



Pour montrer l'importance de cette superposition, nous allons utiliser cette planche pour répondre à la question suivante :

Nous lâchons les freins de notre motopropulseur monté sur un chariot à roulettes, au plein gaz. Quelle va être l'évolution du régime, des puissances

fournies par le moteur et de la traction délivrée par l'hélice si nous laissons l'ensemble accélérer sous l'effet de cette traction ?

La réponse est très simple. En suivant la caractéristique « PG » du moteur selon les régimes croissants et en considérant ses intersections avec les caractéristiques à vitesses air croissantes de l'hélice nous pouvons conclure :

Au lâché des freins, l'hélice tournera à environ 2 330 t/min. Le régime passera aux environs de 2 370 t/min à 30 kt, 2 440 t/min à 60 kt et – si le chariot accepte encore d'accélérer – 2 570 t/min à 90 kt et 2 700 t/min presque exactement, à 120 kt.

Si notre attelage se stabilise à 120 kt et refuse d'accélérer au delà de cette vitesse, alors nous resterons dans les limites autorisées par le motoriste.

Mais si notre attelage dépasse 120 kt, il faudra alors tirer la manette vers l'arrière et réduire la pression d'admission pour ne pas endommager le moteur.

■ Détermination de la traction de l'hélice

Nous avons imposé arbitrairement une vitesse. Puis pour chaque régime, nous en avons déduit une valeur de g , ce qui a permis de tracer la caractéristique hélice.

La superposition des caractéristiques du moteur et de l'hélice nous a permis ensuite de déterminer le régime d'équilibre pour cette vitesse arbitraire et une pression d'admission affichée.

Connaissant la vitesse et le régime, nous pouvons revenir au paramètre γ et en déduire le paramètre réduit de traction qui permet le calcul immédiat de cette dernière.

Nous allons effectuer le calcul en deux points, pour démontrer qu'il est possible. Puis nous tirerons les conclusions de cette étude du couplage.

Premier point : le plein gaz au lâché des freins.

Nous rappelons que la valeur de γ dans ces conditions est de $0,291 \cdot 10^{-2}$.
Le régime trouvé par superposition est d'environ 2 330 t/min.

Le coefficient réduit de traction pour g nul est d'environ $2,1 \cdot 10^{-5}$.

$$T = \tau \cdot \rho_o \cdot \sigma \cdot N^2 \cdot D^4$$

$$T = 2,1 \cdot 10^{-5} \cdot 1,225 \cdot 12,49 \cdot 23\,302$$

$$T = 1\,744 \text{ N}$$

Dans ces conditions, la puissance fournie par le motopropulseur au chariot est strictement nulle puisque la vitesse d'avancement est nulle.

Deuxième point : le point de puissance maximum.

On a ici $V = 61,7 \text{ m/s}$ et $N = 2\,700 \text{ t/min}$.

$$\gamma = 61,7 / (2\,700 \cdot 1,88) = 1,22 \cdot 10^{-2}$$

En ce point du diagramme de Eiffel-Rith, le coefficient réduit de traction vaut approximativement $1,25 \cdot 10^{-5}$.

$$T = 1,22 \cdot 10^{-5} \cdot 1,225 \cdot 12,49 \cdot 27\,002$$

$$T = 1\,361 \text{ N}$$

La puissance fournie au véhicule par le motopropulseur est alors égale au produit de la traction par la vitesse :

$$P = 1\,361 \times 61,7 = 83\,974 \text{ W}$$

Le moteur fournit en ce point 119 232 W à l'hélice. Le rendement de l'hélice est alors de :

$$\eta = 83\,974 / 119\,232 = 0,7$$

Ce rendement inclut le rendement de propulsion.

En résumé, la superposition des caractéristiques du moteur et de l'hélice nous a permis de déterminer exactement les paramètres de fonctionnement et les performances du motopropulseur complet pour une vitesse arbitraire, pour toutes les valeurs utiles de pression et de température.

■ Influence des conditions extérieures

Première estimation succincte.

Nous avons vu que l'influence de l'altitude, par l'intermédiaire de la pression et de la température sur les caractéristiques du moteur se résumait par les deux évolutions suivantes :

La puissance maximum plein gaz diminue un peu plus vite que la densité relative de l'air admis.

Les puissances intermédiaires, à pression d'admission constante, augmentent en altitude du fait de la décroissance de la contre-pression d'échappement.

Pour l'hélice, la puissance d'entraînement et la traction varient exactement comme la densité relative de l'air (à condition que la décroissance de la

vitesse du son avec l'altitude n'amène pas l'apparition de phénomènes soniques en bout de pale, pour les régimes élevés).

Ce ne sera jamais le cas pour les avions équipés de motopropulseurs sans turbocompresseur, mais cela peut être rencontré sur les avions de ligne fortement motorisés à turbopropulseurs.

Ainsi, pour une même vitesse air, l'hélice devrait tourner au plein gaz à peu près au même régime en altitude et au niveau de la mer.

Pour les avions munis de motopropulseurs atmosphériques, qui volent à peu près aux mêmes vitesses air au niveau de la mer et en altitude, la « gamme » des régimes obtenus par les mouvements de la manette ne devrait pas être notablement différente au niveau de la mer et en altitude.

En fait, une compensation se manifeste. La puissance décroît un peu plus vite que la densité, mais la vitesse aux altitudes d'utilisation normale de l'avion est légèrement plus élevée.

La gamme des régimes obtenus en maniant la manette des gaz devrait donc être comparable dans la gamme des altitudes opérationnelles de l'avion et la probabilité d'obtenir des sursrégimes ne devrait donc pas être plus élevée en altitude.

Pour vérifier cette estimation, nous devons procéder à la superposition complète des caractéristiques du moteur et de l'hélice dans tout le domaine de vol.

Le manuel d'exploitation du moteur Lycoming 0-320-D2 permet de tracer les caractéristiques complètes jusqu'à 23 000 pieds.

Le diagramme de Eiffel-Rith répond à la même question pour l'hélice tant que les phénomènes soniques ne se manifestent pas.

Le travail à effectuer peut donc paraître considérable, mais il existe un outil incontournable permettant de l'effectuer : c'est l'ordinateur.

Les caractéristiques étant introduites sous forme de relations algébriques dans un ordinateur, les intersections résultent immédiatement d'itérations pouvant être extrêmement rapides.

Ce que nous venons de vous présenter pour l'altitude-pression zéro est donc aisément transposable à toutes les conditions pouvant être rencontrées en exploitation. Les processus de calcul sont strictement identiques.

La superposition des tracés que nous venons d'expliquer, indispensable à une parfaite compréhension du processus, sera dorénavant systématiquement remplacée par une itération.

Vérification des régimes au plein gaz

Nous allons vérifier notre estimation initiale sur l'influence de l'altitude.

Nous avons effectué le calcul du régime d'équilibre pour une vitesse conventionnelle constante de 90 kt. Lorsque nous aurons présenté le programme informatique, il sera facile à nos lecteurs de le recommencer pour toutes les vitesses pratiques.

Plein gaz, $V_c = 90$ kt, altitudes croissantes, atmosphère type, rendement de l'hélice seule :

Zp	0	5000	10000	12000
Vitesse air	90	97	104,7	108,1
Régime	2556	2564	2574	2578
Puissance	154,8	130,4	108,8	100,7
Traction	1625	1327	1061	962
Rendement	0,66	0,69	0,71	0,72

A vitesse conventionnelle constante, le régime est pratiquement constant au plein gaz lorsque le motopropulseur s'élève.

Ce régime indique donc le plein gaz à V_c donnée. Le moteur peut donc être *contrôlé* par son régime.

Cela resterait vrai pour une autre vitesse conventionnelle, à un autre régime. La légère augmentation de vitesse air due à la V_c constante « compense » la diminution de la puissance un peu plus rapide que la densité relative.

Nous pouvons donc nous passer de manomètre d'admission avec une hélice à calage fixe, à la condition de disposer d'une table convenable des régimes.

Le motopropulseur n'a pas tendance aux surrégimes en altitude, nous pouvons donc considérer l'hélice à calage fixe comme parfaitement opérationnelle et non comme un pis aller dans cette gamme de puissance.

Le tableau nous fait toucher du doigt la décroissance de la traction avec l'altitude et surtout, l'habileté qui a présidé à l'adaptation de l'hélice dont le rendement est maximum pour la gamme des vitesses air pratiquées en croisière.

Variation avec la vitesse

Nous l'avons déjà étudié au sol, au plein gaz. Voici le résultat à $Z_p = 5\,000$ pieds au plein gaz :

Vc	70	90	110
Va	75,4	97	118,5
Régime	2470	2564	2676
Puissance	126,6	130,4	135
Traction	1428	1327	1190
Rendement	0,59	0,69	0,73

A pression d'admission presque constante, la puissance augmente sensiblement comme le régime... qui augmente avec la vitesse.

Encore une fois, nous pouvons observer que le vrillage de l'hélice est optimum dans une gamme bien définie de vitesse air.

Variation d'altitude à P.A. constante

Lorsque nous nous élevons dans l'atmosphère, une pression d'admission ne peut être maintenue que tant que la pression statique reste un peu supérieure à cette pression d'admission souhaitée.

A titre d'exemple, pour afficher 20 pouces à 10 000 pieds et au-dessus, l'emploi d'un turbocompresseur est indispensable : à 10 000 pieds, la pression est de 696,8 hPa (20,58 pouces de mercure). Mais la perte de charge dans la manche approche toujours le pouce de mercure.

Notre tableau, écrit pour 23 pouces à l'admission ne peut aller au delà de 6 000 pieds. Il est calculé pour une V_c de 90 kt.

P.A. = 23 pouces, V_c = 90 kt, altitude croissante :

Zp	0	3000	6000
Vitesse air	90	94,1	98,4
Régime	2246	2400	2556
Puissance	98,8	111,5	124,2
Traction	1113	1191	1257
Rendement	0,71	0,7	0,7

Nous pouvons nous passer de manomètre d'admission, mais il est indispensable de donner à l'exploitant des tableaux donnant les régimes à afficher pour obtenir les puissances souhaitées aux différentes altitudes opérationnelles de l'avion.

L'augmentation de puissance avec l'altitude entraîne une augmentation de la traction de l'hélice.

Le rendement de l'hélice varie peu. Elle est merveilleusement adaptée au domaine de vol de l'avion et son rendement ne s'abaisse franchement que lors de la course au décollage et la montée initiale.

Conclusions concernant le couplage

Nous avons montré que nous savions calculer le régime d'équilibre obtenu à une vitesse – conventionnelle ou air – quelconque pour une pression d'admission compatible avec l'altitude choisie et quelles que soient les conditions du jour, pression et température statique.

Nous savons en déduire la traction de l'hélice, son rendement et la puissance fournie à l'avion.

Se profile à l'horizon la nécessité d'une seconde série d'intersections de courbes ou d'itérations, permettant alors de déterminer la vitesse d'équilibre de l'ensemble motopropulseur plus chariot.

Comment va répondre le chariot, que nous n'appelons pas encore avion, sur lequel est monté le motopropulseur lorsque nous le tirons avec les newtons calculés par notre itération ?

Cette seconde série d'itérations va constituer ce que l'on appelle les performances de l'avion motorisé.

■ *L'hélice à calage variable*

Nous allons utiliser les résultats obtenus en couplant le moteur Lycoming et l'hélice Sensenich à calage fixe pour expliquer le besoin éventuel d'une variation de calage des pales de l'hélice.

◇ *Basses vitesses*

A la vitesse conventionnelle de 55 kt, qui correspond généralement à l'envol de cette classe d'avion, l'intersection des caractéristiques du moteur et de l'hélice, en atmosphère type, au niveau de la mer, nous donne les valeurs suivantes au plein gaz :

- régime d'équilibre : 2 416 t/min
- puissance d'équilibre : 148 CV

- rendement de l'hélice : 0,46
- puissance fournie à l'avion : 67,5 CV

Le résultat est assez décevant. Nous ne tirons que 148 CV d'un moteur capable de nous en fournir 162 et seulement 67,5 sur ces 148 sont utilisés pour vaincre la résistance à l'avancement et augmenter l'énergie cinétique de l'avion.

En somme, le moteur ne donne pas tout ce dont il est capable et l'hélice n'a pas un rendement très élevé.

Pour améliorer ces performances, nous pourrions installer un moteur plus puissant. Mais il serait plus lourd, nécessiterait un bâti plus solide.

Est-il possible de tirer plus de puissance du moteur et d'améliorer le rendement de l'hélice sans reconsidérer totalement la conception de l'ensemble de l'aéronef ?

Nous allons voir que si nous installions sur l'arbre moteur une hélice dont les pales auraient un calage légèrement inférieur au calage de l'hélice Sensenich d'origine, les caractéristiques se couperaient à une abscisse donnant un régime plus élevé, donc tirant plus de puissance du moteur.

Nous allons voir également que le rendement de l'hélice pourrait être légèrement augmenté.

◇ Vitesses élevées

Nous allons supposer la nouvelle hélice installée de façon optimale et le moteur tournant exactement à 2700 t/min à la vitesse conventionnelle de 55 kt, lors de l'envol.

L'avion décolle et accélère. Mais dès 56 kt – seulement un noeud de plus – l'analyse du couplage que nous venons d'effectuer nous montrerait, avec un tachymètre très sensible, que le nombre de tours par minute dépasse les limitations imposées par le motoriste.

A partir de cet instant, le pilote devrait impérativement commencer à réduire la pression d'admission et le bénéfice obtenu sur la course d'accélération au décollage serait complètement inhibé par la perte de pente de montée consécutive à la réduction de puissance obligatoire.

Nous pourrions chercher un compromis et prendre un calage seulement un tout petit peu plus petit que le calage initial choisi par Piper, Lycoming et Sensenich...

Nous ne serions peut être pas obligés de réduire en montée. Mais si nous voulions voler vite en croisière, en appliquant une puissance importante à grande vitesse conventionnelle, que constaterions-nous en observant le tachymètre ?

Effectuons l'intersection des caractéristiques moteur et hélice au niveau de la mer, en atmosphère type, à une vitesse conventionnelle de 120 kt, avec le calage initial des pales d'hélice de notre G.M.P. Nous obtenons :

- régime d'équilibre : 2 700 t/min
- puissance d'équilibre : 162 CV
- rendement de l'hélice : 0,73
- puissance fournie à l'avion : 118 CV

Soit exactement le régime et la puissance maximum du moteur.

Nous pouvons afficher la puissance maximum si exceptionnellement nous désirons aller vite, avec l'hélice d'origine.

Mais la moindre réduction de calage nous imposerait une réduction de la pression d'admission, afin d'éviter le dépassement de la limite de régime avant d'atteindre la vitesse de 120 kt.

◇ *Quel choix décider ?*

Une hélice à calage fixe à petit calage permet d'obtenir la puissance maximum au décollage, mais il faut réduire en fin de palier accéléré et la pleine puissance du moteur n'est, en sorte, plus disponible.

Une hélice à calage fixe à grand calage permet d'obtenir une vitesse de palier un peu supérieure, si ce besoin existe, au détriment des performances d'envol.

Sur un avion ayant une excursion de vitesse assez importante, il est préférable, pour profiter de toutes les possibilités du moteur, de sacrifier une partie de la charge utile (le moyeu et le régulateur contribuent à un accroissement de la masse à vide) et de monter une hélice à calage variable.

◇ *Description technique de l'hélice à calage variable*

Trop souvent nommée hélice à pas variable, son étude doit se faire en trois étapes.

La première décrira le dispositif mécanique permettant de faire tourner le pied de pale sur le moyeu de l'hélice.

La deuxième expliquera le processus de commande du dispositif mécanique précédent.

La troisième étudiera le comportement de l'ensemble moteur + hélice et l'action des commandes à la disposition du pilote.

Mécanisme permettant la rotation du pied de pale

Certaines particularités de fonctionnement de ce mécanisme diffèrent profondément selon que l'hélice est montée sur l'arbre d'un moteur de monomoteur ou de bimoteur, ou sur l'arbre d'un moteur à pistons ou d'un turbomoteur.

Nous ne décrirons ici que le cas d'un monomoteur à moteur à pistons actuel, bien que l'histoire de l'aéronautique ait fait apparaître de nombreuses variantes.

Ce mécanisme doit permettre la rotation de la pale autour d'un axe longitudinal à celle-ci et que l'on essaye de faire passer aux environs d'une ligne idéale coupant toutes les sections normales aux environs de leur foyer – pour autant que cette ligne existe – parce que cette disposition permet de réduire le couple nécessaire à la rotation de la pale sur elle-même, donc la masse du mécanisme.

Les pieds de pale se terminent par une partie cylindrique sur laquelle est fixée un cylindre en métal dur qui pourra servir d'axe de rotation.

Cette partie de la pale devra permettre la rotation souhaitée mais également la résistance aux efforts suivants :

- effort tranchant et moment de flexion résultant de la traction de la pale ;
- force d'inertie centrifuge due à sa rotation ;
- efforts vibratoires intenses dus au passage de la pale dans le sillage de toutes les autres pales et dans son propre sillage, à la turbulence et aux angles d'incidence et de dérapage de l'avion créant une modulation harmonique de la résultante de pale ;
- efforts vibratoires dus aux modes propres de vibrations de la pale elle-même.

Et tout cela, sans prendre le moindre jeu qui aurait des conséquences catastrophiques. L'accroissement de masse par rapport à celle d'une bonne hélice bipale classique taillée dans la masse est donc loin d'être négligeable.

Il résulte de la géométrie de cette fixation que la rotation de la pale dans son logement ne peut permettre qu'une variation globale du calage, c'est-à-dire se traduisant par un décalage angulaire simultané et constant de toutes les sections normales de celle-ci.

Il faut maintenant se donner la possibilité de faire tourner les pales autour de cet axe longitudinal.

Un vérin hydraulique cylindrique est installé longitudinalement dans le moyeu de l'hélice.

Il est à simple effet. Cela signifie qu'il est seulement possible d'alimenter la chambre arrière du vérin avec de l'huile sous pression, pour des raisons de simplicité et de sécurité, car le fluide actif provient du moteur et passe dans une canalisation située dans l'arbre de sortie.

De plus, un ressort repousse ce piston vers l'arrière.

Une canalisation d'huile unique suffit donc à repousser le piston vers l'avant et permet le retour vers l'arrière, lorsque nous laissons l'huile revenir vers le moteur sous la poussée du ressort.

L'étanchéité de l'ensemble n'est pas trop difficile à obtenir, mais soulignons que le dispositif est « borgne », c'est-à-dire que l'huile ne circule pas et peut stagner. Nous en verrons une conséquence ultérieurement.

La face avant du piston, lorsqu'elle avance en repoussant le ressort sous l'effet de la pression de l'huile, pousse à son tour un plateau qui lui-même fait tourner les pieds de pales vers le grand calage.

Sans pression d'huile, le ressort repousse donc le piston en fond de course vers l'arrière, donc les pales vers le petit calage.

Remarque :

Le fond de cylindre donne donc le plus petit calage mécanique possible aux pales. Il correspond à un calage plaçant l'hélice au tout début de la zone de moulinet. Cela évite l'apparition de traînées importantes en cas de panne du moteur à grande vitesse conventionnelle.

Il a donc la fonction d'une butée mécanique de petit calage.

Si à n'importe quel instant, avant l'arrivée en fond de course, nous « bloquons » la canalisation d'arrivée de l'huile, les pales se trouvent littéralement verrouillées en la position qu'elles occupaient à l'instant du blocage (aux fuites d'huile près).

Les spécialistes des asservissements appellent ce dispositif « une commande en vitesse en boucle ouverte », à une ouverture du tiroir d'huile correspond une vitesse de variation du calage.

Processus de commande

Nous ne décrivons ici que la régulation de régime utilisée sur la presque totalité des motopropulseurs en service. Sa dénomination anglaise est très fréquemment employée en dépit d'une possibilité de mauvaise interprétation : **Régulation constant speed**.

L'erreur d'interprétation possible résulte du fait que ce n'est pas la vitesse de l'avion qui est régulée (elle pourrait l'être), mais le régime de rotation de l'ensemble moteur + hélice.

Nous allons schématiser le dispositif dans le but de faire comprendre son fonctionnement. La technologie réellement employée diffère un peu de notre description simplifiée.

Commençons par supposer notre moteur équipé d'un détecteur-comparateur de régime ressemblant un peu à celui imaginé par le physicien anglais Watt pour commander l'admission de vapeur des premières machines de ce type.

Décrivons sommairement le dispositif employé.

Un arbre entraîné mécaniquement par l'arbre de sortie du moteur tourne au même régime que celui-ci, ou à un régime rigoureusement proportionnel.

Cet arbre entraîne un losange articulé, composé de quatre bielles de même longueur, articulées deux à deux et de haut en bas sur :

- une bague solidaire de l'arbre de sortie et permettant leur entraînement en rotation,
- deux articulations communes à deux bielles et supportant deux masselottes,
- une bague pouvant coulisser longitudinalement sur l'arbre.

Un ressort à boudin est emmanché sur la partie inférieure de l'arbre, sous la bague coulissante. Il est étiré entre cette bague, à sa partie supérieure et une seconde bague, coulissant également sur l'arbre de sortie, mais pouvant être immobilisée manuellement en diverses positions par l'intermédiaire d'un levier de commande.

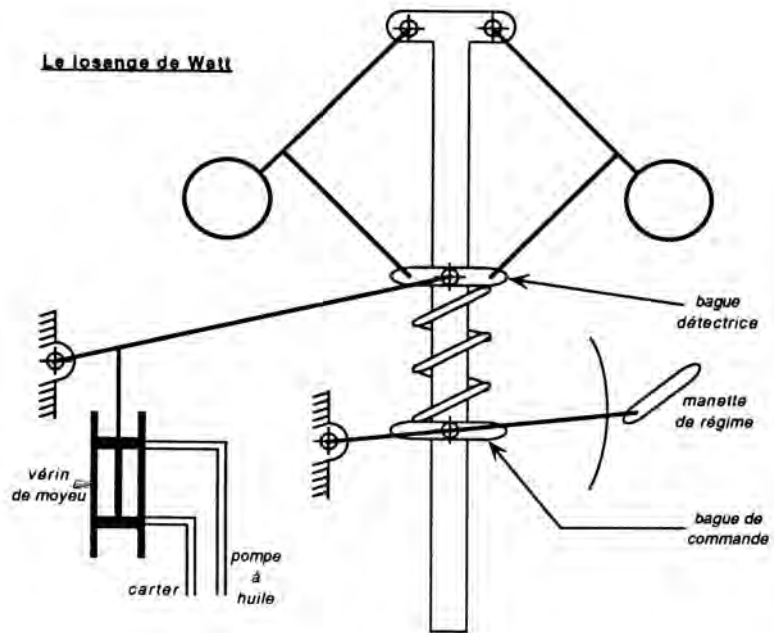
Les deux extrémités du ressort doivent être solidaires des deux bagues qui l'entourent.

Montrons que pour une position parfaitement définie de la bague inférieure du parallélogramme le long de l'arbre de sortie, il existe une bijection, c'est-à-dire une relation unique et réciproque, entre la position de la bague commandée manuellement (donc l'autre bague, c'est à dire celle qui fixe la position de la base du ressort) et le régime de rotation de l'arbre de sortie.

Nous appellerons la bague de base du parallélogramme, qui est donc la bague supérieure du ressort, la bague détectrice et celle qui est commandée manuellement par le levier, la bague de commande. La position bien déterminée de la bague détectrice sera appelée le zéro du détecteur.

Lorsque la bague déTECTrice est en équilibre à la position zéro, elle est soumise à l'action de deux forces antagonistes.

D'une part une force vers le bas, provenant de l'étirement du ressort et proportionnelle à son allongement (longueur commandée par l'opérateur et longueur à vide).



D'autre part une force vers le haut, résultant de la force d'inertie centrifuge agissant sur les masselottes et étirant horizontalement le parallélogramme déformable.

La relation donnant la traction du ressort en fonction du régime n'est pas simple... parce que le parallélogramme se déforme et conduit à un rayon non constant du cercle décrit par les masselottes.

Pour un régime d'équilibre – il n'y a équilibre qu'à la position zéro de la bague détectrice – donc pour un rayon parfaitement constant du cercle décrit par les masselottes, nous pouvons dire que la traction du ressort nécessaire à la rotation des masselottes est sensiblement proportionnelle au carré du régime de rotation de l'arbre, donc de la forme $k.\omega^2$.

D'où un premier résultat :

Pour maintenir la bague détectrice en position zéro, la traction du ressort doit être sensiblement proportionnelle au carré du régime de rotation de l'arbre.

Donc à position bien déterminée de la bague détectrice – ici position zéro – il y a une relation (et même une bijection) entre la position de la bague de commande et le régime de rotation.

Abaissement de la bague de commande = $k \cdot \text{régime}^2$

En d'autres termes, pour cette position zéro de la bague détectrice, toujours la même, à une position de la bague de commande doit correspondre un seul régime de rotation.

Comment expliquer que l'équilibre ne soit possible qu'en position zéro ?

Si la relation entre la position de la bague de commande et le régime est bien réalisée, la bague détectrice occupe effectivement la position zéro.

Si le régime est plus fort que celui qui correspond à la bijection, les masselottes ne seront pas assez tirées par le ressort pour garder leur équilibre à ce régime. Elles vont donc s'écarter de l'axe de rotation, étirer un peu plus le ressort et soulever la bague détectrice. La bague détecte un

écart par rapport à la bijection initiale, quel que soit le régime commandé par l'opérateur.

La bague détectrice est reliée à un tiroir commandant le débit de l'huile dans la canalisation de l'arbre moteur.

Or il se trouve que cette position bien déterminée et, répétons-le, unique de la bague détectrice correspond exactement à la fermeture du tiroir d'huile, donc à la seule position d'équilibre possible.

Lorsque la bague détectrice s'élève, ce qui correspond à une augmentation du régime par rapport au régime résultant de la bijection, le tiroir fait communiquer l'arrivée d'huile sous pression avec la face arrière du piston.

Alors le calage des pales augmente et nous verrons que le régime diminue jusqu'à rétablissement de la bijection, qui repositionne la bague détectrice à sa position zéro, ce qui a pour effet de refermer le tiroir et de bloquer les pales.

Lorsque la bague détectrice s'abaisse, ce qui correspond à une diminution du régime par rapport au régime résultant de la bijection, le tiroir fait communiquer la face arrière du piston avec le carter du moteur.

Le ressort repousse le piston vers l'arrière, le calage des pales diminue, le régime augmente et le processus stoppera lorsque la bague détectrice sera revenue à la position zéro, refermant le tiroir.

Retenons l'essentiel :

Quel que soit le régime demandé par l'opérateur, le dispositif est « au repos » pour une position de la bague détectrice correspondant à la fermeture du tiroir.

Mais ce repos est obtenu pour un allongement variable du ressort, donc par un régime de rotation qui lui est lié par la bijection.

La bague de commande commande donc le régime.

Nous venons de décrire une régulation commandée du régime de rotation.

◇ *Comportement de l'ensemble moteur + hélice*

Etude aérodynamique de l'hélice à calage variable

Nous allons décrire comment évoluent les paramètres de l'hélice lorsque nous effectuons une variation faible de l'angle de calage global de ses pales.

Supposons que nous augmentions simultanément de un degré environ le calage des pales.

Pour obtenir une incidence locale définie et constante en envergure de pale il est nécessaire de vriller la pale en observant la relation :

$$\text{cal}(r) = \text{constante} + V_a / r \cdot \omega$$

donnant le calage en fonction de la distance de la section considérée au moyeu.

Cette relation comporte une constante qui est liée à ce que nous souhaitons comme incidence locale constante pour chaque tranche, par exemple la finesse maximum du profil de pale.

Si nous modifions de un degré le calage de toute la pale, nous allons retrouver cette variation tout le long de la pale, qui va donc s'établir, pour la même valeur du paramètre γ , à une incidence locale parfaitement constante le long de l'envergure. Ce ne sera plus l'incidence de finesse maximum.

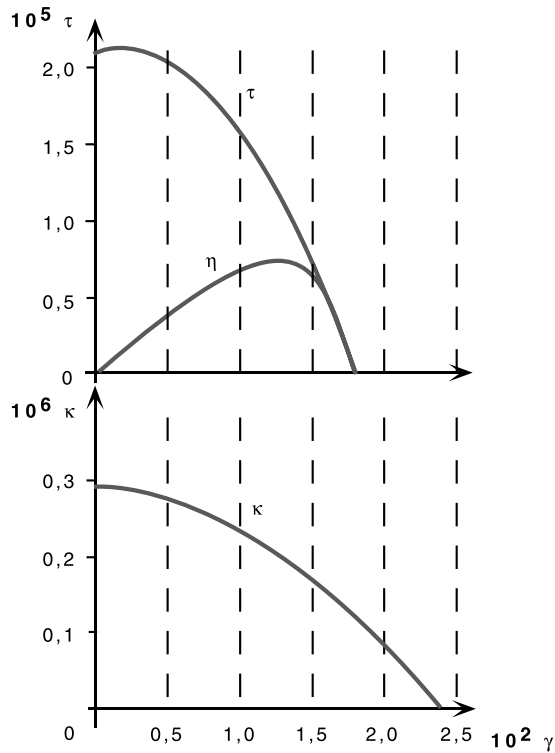
L'hélice ne pourra plus atteindre le rendement maximum.

Son rendement maximum sera obligatoirement un peu plus faible, mais un peu... seulement, pour une même gamme des valeurs de γ .

Car un petit écart autour de l'angle de finesse maximum n'altère que très peu le rapport de la portance à la traînée d'un bon profil.

Là réside l'intérêt de l'hélice à calage variable : nous pouvons obtenir un rendement presque aussi bon que le rendement maximum de l'hélice à calage fixe (optimisée pour une valeur bien définie du paramètre sans dimension γ), mais pour des valeurs de γ variables autour de cette valeur optimale.

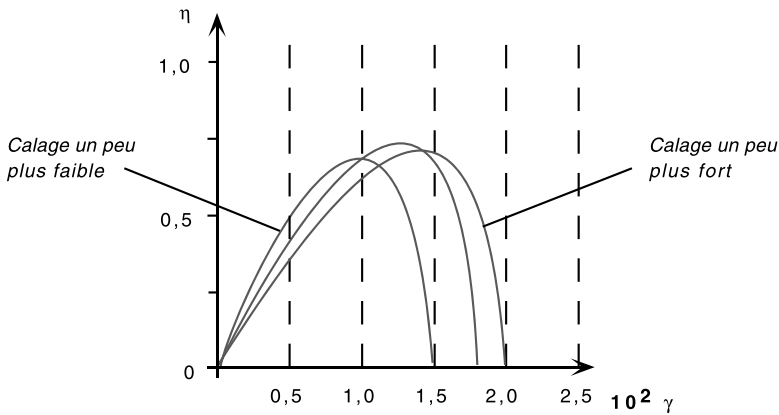
L'allure du rendement de l'hélice à calage fixe en fonction de γ était la suivante :



Lorsque nous faisons varier le calage dans le sens d'un accroissement, nous obtenons un maximum légèrement plus faible, mais décalé du côté des γ croissants et surtout donnant une valeur du rendement plus élevée pour ces valeurs de γ .

De même, si nous diminuons le calage global, nous obtenons encore une valeur plus faible du rendement maximum, mais donnant à son tour un meilleur rendement pour une gamme inférieure des valeurs de γ .

Ce dernier cas est très intéressant.



**Variation du rendement de l'hélice initiale
lors d'une variation du calage de base**

Considérons la figure ci-dessus. Le maximum est plus faible, mais le rendement est nul à vitesse d'avancement nulle et croît presque linéairement depuis $\gamma = 0$ jusqu'à une valeur de γ un peu inférieure au maximum.

L'intérêt de décaler le rendement maximum vers une valeur inférieure de γ est de rehausser toutes les valeurs du rendement qui correspondent à des valeurs de γ comprises entre zéro et un peu moins que le nouveau maximum.

Nous voyons que nous pourrions obtenir dans ces conditions un bénéfice important lors du décollage et de la montée initiale.

Expliquons ce phénomène en détail.

Nous avons vu précédemment que la partie centrale d'une hélice est presque en décrochage et parfois même franchement « décrochée », au point fixe. Progressivement, au cours de l'accélération, elle se met à participer à la traction.

Le fait de diminuer globalement le calage diminue indiscutablement la traction des bouts de pale, mais améliore de manière tellement substantielle le fonctionnement des pieds de pales que le résultat final sur le rendement est positif.

De même, nous avons expliqué qu'à grande vitesse les extrémités de pales pouvaient passer en réversion partielle et que seuls les pieds de pales « tiraient » l'avion. Une petite augmentation du calage est alors fortement bénéfique : les bouts de pales continuent à participer à la traction.

En résumé, une variation de calage détruit indiscutablement la merveilleuse adaptation de l'hélice qui pouvait être obtenue pour une valeur bien déterminée de γ , mais permet d'améliorer sensiblement son fonctionnement hors de cette valeur d'adaptation, en « étalant » la zone de meilleur rendement.

Dans le diagramme de Eiffel-Rith, un accroissement global de calage se traduit par un décalage vers le haut, (ce n'est pas exactement une translation), de la courbe $\tau(\gamma)$, nous donnant une valeur plus forte de γ correspondant à la transparence, donc la faisant apparaître à une vitesse plus élevée.

De même, la courbe $\kappa(\gamma)$ est également décalée vers le haut, remontant la valeur de γ correspondant au moulinet.

Et vice-versa pour une diminution de calage. Insistons sur le fait qu'une diminution de calage non seulement décale les courbes vers le bas, mais les « améliore » aux faibles valeurs de γ .

En résumé, nous perdons sur l'adaptation générale de l'hélice, mais nous gagnons sur l'adaptation à des couples particuliers de valeurs de N et V , c'est-à-dire de γ , en « étalant » le maximum de rendement.

Couplage avec le moteur

Pour expliquer l'intérêt du calage variable, nous allons utiliser les courbes présentées pour le moteur Lycoming et l'hélice Sensenich, à calage fixe, en supposant qu'un décalage soit possible.

Etant donné que les courbes τ et κ se décalent vers le haut en se déformant, lors d'une augmentation de calage – vers le bas lors d'une diminution – nous pouvons en déduire rapidement que les caractéristiques d'hélice, dans les axes puissance fonction du régime, se décalent dans le même sens.

Si une diminution de calage entraîne un abaissement de la courbe $\tau(\gamma)$, comment espérer une augmentation de la traction de l'hélice au cours du décollage, par exemple, puisque la traction se détermine par le calcul avec le paramètre τ en facteur ?

Lorsque nous traçons la caractéristique à vitesse d'avancement nulle, par exemple, pour le calage initial et pour un calage légèrement plus faible, la caractéristique d'une hélice calée plus faible va se trouver au-dessous de la première, puisque κ est alors inférieur.

Compte tenu des pentes des caractéristiques, l'intersection avec la caractéristique moteur va se situer à un régime plus élevé.

A ce régime, la puissance fournie par le moteur sera donc plus élevée (la pente de la caractéristique moteur est positive).

Lorsque l'avion commencera à avancer, le régime sera toujours plus élevé que dans le cas précédent, les puissances fournies par le moteur plus grandes.

Mais nous avons vu qu'un calage plus petit donnait un meilleur rendement entre la valeur zéro de γ et une valeur correspondant à un peu moins que le maximum.

La puissance fournie par le motopropulseur à l'avion sera donc plus élevée pour deux raisons :

- puissance moteur plus importante, due au régime plus élevé,
- rendement hélice amélioré pour les valeurs de γ balayées au cours du décollage.

La réponse est donc la suivante : nous perdons effectivement de la traction à régime donné et l'accroissement de régime compense non seulement la différence, mais aussi conduit à une traction supérieure.

En d'autres termes, le gain provient essentiellement d'un meilleur prélèvement de puissance sur le moteur et aussi d'une légère amélioration du rendement propre de l'hélice.

Jusqu'où pouvons-nous continuer à réduire ce calage pendant le décollage ?

Indéniablement jusqu'à la valeur donnant au point fixe et au plein gaz le régime maximum autorisé par le motoriste (si nous allions plus loin dans notre diminution de calage, une réduction de pression d'admission deviendrait obligatoire, faisant perdre tout bénéfice à l'opération).

Une solution approchant de l'optimum serait donc, à partir d'une hélice adaptée pour tout le vol, de diminuer le calage à la valeur exacte donnant le régime maximum du moteur au lâcher des freins et de faire varier en permanence ce calage, au cours de l'accélération, pour rester en permanence au régime maximum, en contrant la tendance au surrégime résultant de

l'accroissement continu de la vitesse conventionnelle. Donc en l'augmentant progressivement (ou en réduisant sa diminution...).

Une solution élégante à ce problème réside dans le système constant-speed que nous venons de décrire. Il a exactement cette fonction.

La tâche du pilote est rendue extrêmement facile. Le dispositif constant-speed est particulièrement bien adapté à la commande des hélices des petits moteurs.

En croisière, le système présente l'énorme avantage, par rapport à une hélice à calage fixe, de pouvoir fixer séparément dans une gamme choisie les deux paramètres régime et couple.

Ceci permet d'optimiser le fonctionnement en croisière, en fonction des objectifs visés, à savoir distance franchissable ou réduction de l'usure du moteur.

Après affichage du régime désiré, le détecteur mesure les petites variations de régime dues aux inévitables variations de la vitesse air et corrige en permanence le calage pour rétablir la valeur souhaitée. Le pilote n'a plus qu'à surveiller, de temps en temps, le tachymètre.

◇ *Commandes à la disposition du pilote*

Le levier positionnant la bague de commande est actionné par une manette placée le plus souvent à côté de celle qui commande le papillon des gaz, entre cette dernière et la commande de richesse sur ce que l'on nomme le « bloc manettes ».

La position avant de cette manette correspond à un étirement important du ressort, donc aux régimes régulés les plus élevés et inversement.

C'est une commande de régime régulé et non une commande de pas !

Elle permet donc, en terminologie de conduite des aéronefs, d'afficher un régime de rotation, qui sera maintenu en l'absence d'une situation de saturation, comme disent les spécialistes des asservissements.

Les saturations seront décrites au paragraphe suivant.

La manette des gaz permet donc de régler une pression d'admission entre une valeur un peu inférieure à celle de la pression qui règne à l'altitude de l'avion et une valeur faible lorsque le papillon est fermé.

La manette de régime permet d'imposer un régime de rotation stabilisé à l'ensemble moteur + hélice, tant que ce régime ne conduit pas à la saturation de la régulation.

Ces deux paramètres, hors saturation, pouvant être affichés séparément, il faut donc impérativement disposer de deux instruments de contrôle, aussi bien pour effectuer ces affichages que pour surveiller le fonctionnement de l'ensemble. Ces deux instruments sont :

- le manomètre de pression d'admission, devenu indispensable,
- le tachymètre, indispensable dans tous les cas pour surveiller le non dépassement de la limite de régime autorisée, les cas de saturation et le bon fonctionnement du régulateur.

Un énoncé simpliste de la procédure de conduite permettrait d'affirmer que :

- la manette des gaz commande la pression d'admission,
- la manette du régulateur d'hélice, le régime.

Nous allons voir que ce n'est pas toujours vrai !

◇ *Etude des saturations de la r é g u l a t i o n*

Les pales de l'hélice ne peuvent pivoter qu'entre les calages qui correspondent au contact du piston de moyeu avec les faces avant et arrière du vérin.

Si le fond avant du vérin, celui qui correspond au grand calage, est atteint par le piston, par exemple au cours d'un piqué plein gaz, l'hélice devient immédiatement une hélice à calage fixe.

La régulation de régime ne fonctionne plus et nous avons vu lors de l'étude du couplage moteur + hélice que le régime d'équilibre augmente avec l'accroissement de vitesse.

Ce cas a fort peu de chances d'être atteint sur les monomoteurs actuels. Quelques avions de voltige, fortement motorisés, peuvent présenter cette particularité en limite de domaine.

En revanche, le positionnement du piston du vérin de moyeu en bout de course vers l'arrière est une circonstance qui est extrêmement fréquente et qui ne correspond en aucune manière à un fonctionnement anormal.

Nous avons expliqué que le petit calage était déjà limité par une collaboration technique entre l'hélicier, le motoriste et l'avionneur, dans le but de ne jamais se trouver en présence de traînées d'hélice importantes. Les monomoteurs à pistons n'ont pas de dispositif de drapeau qui résoudrait ce problème.

Comment pourrions-nous atteindre ces traînées ?

Supposons qu'en vol à grande vitesse survienne une panne de carburant.

Le régime de rotation du losange tendrait immédiatement à décroître, la bague détectrice à descendre sur son axe, tirée par le ressort et à ouvrir le tiroir faisant communiquer la chambre arrière du vérin de moyeu avec le carter du moteur.

Le ressort du vérin de moyeu remplirait alors son rôle et repousserait le piston du vérin sur sa face arrière.

Le diagramme d'Eiffel-Rith d'une hélice à calage très faible, nous l'avons expliqué, correspond à des courbes $\tau(\gamma)$ et $\kappa(\gamma)$ très « basses », coupant donc l'axe des γ vers les petites valeurs.

Cette hélice passerait franchement en moulinet et pourrait donner des « tractions négatives » phénoménales, rendant le vol impossible et pouvant même éprouver la solidité du bâti moteur.

La face arrière du piston, par construction, ne correspond en fait qu'à un calage un peu plus petit que celui qu'aurait une hélice à calage fixe adaptée à cet avion, sans approcher, bien sûr, la mise en réversion des bouts de pales.

Ce cas est un cas de saturation, l'hélice est devenue une hélice à calage fixe.

Nous pouvons donc atteindre cette saturation lors d'une panne de carburant, mais aussi dans toutes les circonstances où la puissance fournie par le moteur ne permet pas d'entraîner l'hélice au régime régulé demandé par la manette de régime.

Précisons notre explication :

Le plus petit calage mécanique possible, le fond arrière du vérin en la circonstance, correspond à une hélice à calage fixe ayant donc un diagramme de Eiffel-Rith particulier.

Lorsque la puissance fournie par le moteur passe, du fait d'une réduction de la pression d'admission, au dessous de la puissance nécessaire à la rotation de cette hélice particulière, les pales s'appuient sur cette butée arrière.

Le régime étant insuffisant, le ressort du losange ouvre le tiroir distributeur d'huile vers le carter du moteur et ce tiroir reste en position d'ouverture. Le ressort de moyeu pousse donc les pales en butée petit calage.

Pour bien faire comprendre cette situation, considérons le cas simple et fréquent suivant, obtenu au cours de tous les roulages au sol :

Nous positionnons la manette de régime pour le régime maximum du moteur, par exemple 2700 t/min, nous plaçons la manette d'admission près du ralenti.

Le moteur, vers ce ralenti, est strictement incapable de faire tourner une hélice, même de calage plus faible que l'hélice « moyenne » de l'avion à 2700 t/min. Pendant le roulage, même au cours des petites applications de puissance nécessaires aux reprises de vitesse, l'hélice reste donc appuyée sur la butée de petit calage, la manette de régime restant, elle, positionnée au plein régime.

D'ailleurs, au cours du roulage... la manette d'admission commande le régime.

Ceci n'est pas contraire à la théorie générale de l'hélice à calage variable, mais tient au fait que pendant le roulage, notre hélice est devenue une hélice à petit calage rigoureusement fixe.

Nous pouvons maintenant faire apparaître la règle qui conduit à la détermination du plus petit calage mécanique possible, donc au positionnement des pales par rapport au fond arrière du vérin :

Le plus petit calage mécanique possible doit permettre tout juste d'afficher le régime maximum du moteur, en atmosphère type, au niveau de la mer, à la position pleine ouverture du papillon.

Ce qui entraîne que, dès le lâché des freins, l'hélice quitte cette butée mécanique et passe en régime régulé.

En somme, l'attaque du régulateur doit se situer, idéalement, à une vitesse conventionnelle nulle, au régime maximum autorisé par le motoriste.

L'hélice est parfois un peu différente, possède un calage de butée très légèrement plus faible et le régulateur commence son travail pour une pression d'admission très peu inférieure à la P.A. maximum.

Nous allons décrire une autre particularité du fonctionnement de l'hélice pendant le roulage.

Supposons que nous amenions, pendant ce roulage, la manette de régime en position de régime minimum, soit sur la butée arrière de son secteur de débattement.

En cette position, le ressort de la bague détectrice est fortement relâché, ne tire que très faiblement sur cette bague et l'équilibre du losange ne peut être obtenu que pour un régime relativement faible, de l'ordre de 1 400 t/min.

Le roulage normal, à vitesse raisonnable, s'effectue aux alentours de 1 000 t/min. La puissance appliquée par le moteur n'atteint jamais la puissance nécessaire à la rotation à 1 400 t/min de cette hélice.

Par conséquent, les pales ne décollent jamais de la butée mécanique de petit calage, le piston s'appuie sur le fond arrière du vérin de moyeu.

Et pourtant, la manette de régime est placée en arrière du secteur de débattement, position appelée improprement grand pas !

Si dans ces conditions nous bloquons les freins et poussions la manette d'admission, le régime s'élèverait d'abord jusqu'à 1 400 t/min pour une pression d'admission encore relativement faible, puis conserverait cette valeur de 1 400 t/min jusqu'à application de la pleine admission.

Les pales quitteraient le petit calage exactement à ce régime de 1 400 t/min qui correspondrait alors à l'attaque du régulateur.

Il ne faudrait pas tenter le décollage dans ces conditions. La raison principale de cette interdiction ne proviendrait pas d'un éventuel « surcouple » du moteur. La puissance prélevée sur le moteur ne serait qu'environ la moitié de celle qui est prélevée au plein régime et ce décollage risquerait fort de ne pas pouvoir être effectué avant le bout de la piste.

Le rendement de l'hélice étant plutôt réduit pendant la course au décollage et le régime faible qui s'établirait n'arrangerait pas les choses, bien au contraire.

◇ *Description de pannes possibles*

Si la timonerie de commande de régime se brise, la bague de commande passe en position de plein régime ou au delà. Le tiroir fait communiquer la chambre du vérin avec le carter et le ressort de moyeu pousse les pales en butée de petit calage.

La panne d'huile est souvent envisagée dans certaines documentations. Mais l'arrêt du moteur est alors presque immédiat. Il conduit à un blocage du vilebrequin et à l'arrêt de l'hélice.

Une hélice arrêtée freine moins l'avion qu'une hélice en moulinet et la gravité de cet incident ne serait pas due à l'hélice.

Une fuite d'huile dans le moyeu pourrait entraîner le passage immédiat des pales en butée de petit calage et l'arrêt du moteur quelques minutes après.

De plus, elle serait aisément perçue par le pilote qui verrait son pare-brise se recouvrir rapidement d'huile. Dans ces conditions, un atterrissage d'urgence en profitant de la traction résiduelle s'impose. Les chances de réussite de cette opération délicate sont plus grandes avec moteur que sans moteur.

Les cas que nous venons d'énoncer montrent que nous devons décrire le passage intempestif, en vol, à la butée mécanique de petit calage, qui est le seul présentant une probabilité non négligeable.

Le calage devient alors nettement plus faible que celui de l'hélice adaptée à tout le vol.

Les conséquences principales de cet état de fait intempestif sont les suivantes :

- il sera impossible, dans une tranche d'altitude importante des basses couches de l'atmosphère, d'afficher la pleine admission sans passer franchement en surrégime ;
- ce surrégime sera d'autant plus important que l'avion vole vite ;
- les puissances fournies par le G.M.P. à l'avion resteront très limitées du fait de la limitation inévitable de la pression d'admission.

Le comportement indispensable du pilote sera alors le suivant :

Connaître absolument la vitesse conventionnelle réclamant le minimum de puissance pour tenir le palier.

Se placer en ce point du domaine de vol, ne pas braquer les hypersustentateurs, ne pas sortir la moindre traînée.

Si l'avion est bien construit, le palier doit être possible.

Garder ce palier en poussant la manette des gaz jusqu'à obtenir le régime maximum autorisé, chercher un terrain de fortune si l'on craint la panne d'huile définitive, mais poursuivre le vol vers l'aérodrome le plus proche si l'on est certain que l'hélice est en butée sans que le moteur soit en péril immédiat.

Ne sortir les « traînées », train et hypersustentateurs, que lorsque l'aire d'atterrissage est assurée presque sans moteur.

Si les circonstances montrent que l'avion va être détruit sans une application importante de puissance, se rappeler qu'un bon moteur est capable de tourner un certain temps à 200 ou 300 t/min au dessus de son régime maximum, avant d'être strictement bon pour la casse.

Il vaut mieux sauver la cellule de l'avion et donc les passagers, au prix de la vie du moteur, que de détruire de toutes manières le moteur lors du crash, faute de cette application de puissance.

◇ *Quelques recommandations d'emploi*

Nous avons vu que le circuit d'huile du moyeu est « borgne ».

Cela signifie que l'huile du moteur ne circule pas entre une canalisation d'entrée et une canalisation de sortie. Elle rentre en repoussant le piston de moyeu et se retire par le même conduit.

Elle peut donc stagner dans la chambre et à la longue y déposer des particules, de l'eau qui risque de geler en altitude et des bulles d'air.

Pour éviter dans la mesure du possible les effets néfastes de ces dépôts il est recommandé d'effectuer, avant le décollage, deux ou trois manœuvres complètes de la manette de régime en ayant affiché une pression d'admission suffisante pour que le piston atteigne les deux extrémités du vérin de moyeu.

Les listes de vérification donnent un régime régulé, manette de régime plein avant, de l'ordre de 2 000 t/min, permettant, lorsqu'on positionne plein arrière la manette de régime sans retoucher l'admission, d'obtenir le grand calage des pales vers 1 500 ou 1 400 t/min. Ceci entraîne un renouvellement complet de l'huile du vérin de moyeu.

Nous allons parler maintenant d'une déviation fréquente de comportement pouvant avoir, à la longue, des conséquences graves.

La « boucle » de régulation comporte ce que les spécialistes des asservissements appellent une intégration.

A un écart de la bague détectrice, donc du tiroir, correspond une vitesse de variation du calage. Une entrée constante, en échelon pour les mathématiciens, donnant une sortie en croissance constante, en rampe comme disent les spécialistes, constitue une intégration.

La théorie des asservissements explique que de telles boucles soient précises et le système décrit fonctionne à la plus grande satisfaction de l'utilisateur. Mais une intégration peut être la source d'une oscillation appelée pompage.

Si le vérin de moyeu était rapide, nous obtiendrions un pompage, qui se manifesterait par une oscillation du régime autour de sa valeur moyenne régulée. L'alimentation du vérin est de ce fait volontairement laminée, c'est-à-dire ralentie. Lors d'une action sur la manette de régime, le nouveau régime ne s'établit pas instantanément, car les pales ne tournent pas rapidement autour de leur axe de moyeu.

Supposons alors l'avion en approche finale. Le régime nécessaire à une telle approche se situe à un régime hélice d'environ 2 000 à 2 400 t/min.

Cela signifie que si la manette de régime est placée plein avant, à une position correspondante à un régime régulé de 2 600 t/min par exemple, l'hélice est en saturation, côté petit calage.

Le régulateur est strictement inactif et l'hélice se comporte comme une hélice à calage fixe.

Si dans ces conditions nous appliquons brutalement la pleine admission, il est possible de faire tourner l'hélice au petit calage à un régime nettement supérieur au régime maximum autorisé. Le régulateur va agir, mais ne pourra pas éviter un surrégime, passager certes, mais néanmoins de durée trop longue pour une bonne utilisation du moteur.

La durée de ce surrégime sera égale au temps nécessaire au remplissage du vérin de moyeu par le biais du laminage imposé par la faible section du tiroir.

Les instructeurs semblent tellement craindre que leurs élèves oublient de repositionner la manette de régime en avant lors d'une remise en puissance que certains ont fini par imposer un prépositionnement de cette manette au plein régime, ce qui a des conséquences extrêmement fâcheuses.

De plus, lorsque des problèmes de cohabitation avec les riverains de l'aérodrome sont à l'ordre du jour, de tels surrégimes ne peuvent qu'attiser les conflits.

D'où une recommandation d'emploi résultant du bon sens :

Un régime un peu plus faible que le régime maximum n'est pas dangereux pour le moteur, mais conduit, à une légère dégradation des performances.

En conditions limitatives, il est impératif de disposer de toute la puissance pouvant être transmise à l'avion et sans retard, mais chaque fois que les conditions ne sont pas limitatives, il n'est pas recommandé de faire hurler le moteur lors de la remise de gaz.

Si le régime régulé affiché est de 2 500 t/min pour un maximum de 2 600 t/min, l'avion disposera d'un peu plus que les 25/26^{es} de la puissance dont il disposerait au plein régime. D'un peu plus parce que le fait de « décharger » une hélice ne peut qu'améliorer son rendement et qu'à 2 500 t/min la pression d'admission, donc le couple, est supérieure à celle obtenue au plein gaz à 2 600 t/min.

Ces plus que 25/26^{es} suffisent largement à l'interruption d'approche d'un petit monomoteur en présentation sur un aéroport civil disposant d'une piste de longueur largement suffisante.

ANNEXE

ÉLÉMENTS DE THERMODYNAMIQUE

■ Les cycles, théoriques et pratiques

◇ Source de chaleur

Une source de chaleur est une « ambiance » dont la température ne varie pas si on lui prélève ou si on lui apporte des calories.

En particulier, si on lui accole un système plus froid qu'elle-même, elle va transférer de la chaleur à ce système plus froid sans voir baisser sa température.

Une baignoire est une source de chaleur devant un dû à coudre, mais non devant une casserole.

Une petite mer froide fermée peut être considérée comme une source froide sauf si elle reçoit le débit de fleuves chauds comme l'Amazone et l'Orénoque.

Un fleuve peut être une source froide pour une centrale électrique qu'il refroidit, mais uniquement parce qu'il renouvelle l'eau qui traverse la centrale (tous les écologistes du monde diront pourtant, à juste raison, que l'eau du fleuve est plus chaude en aval de cette centrale).

Les brûleurs d'une chambre de combustion de réacteur représentent une source chaude, car en dépit du formidable flux sortant du compresseur, ils arrivent à maintenir une température très élevée dans une partie de la chambre.

◇ Diagramme de Clapeyron

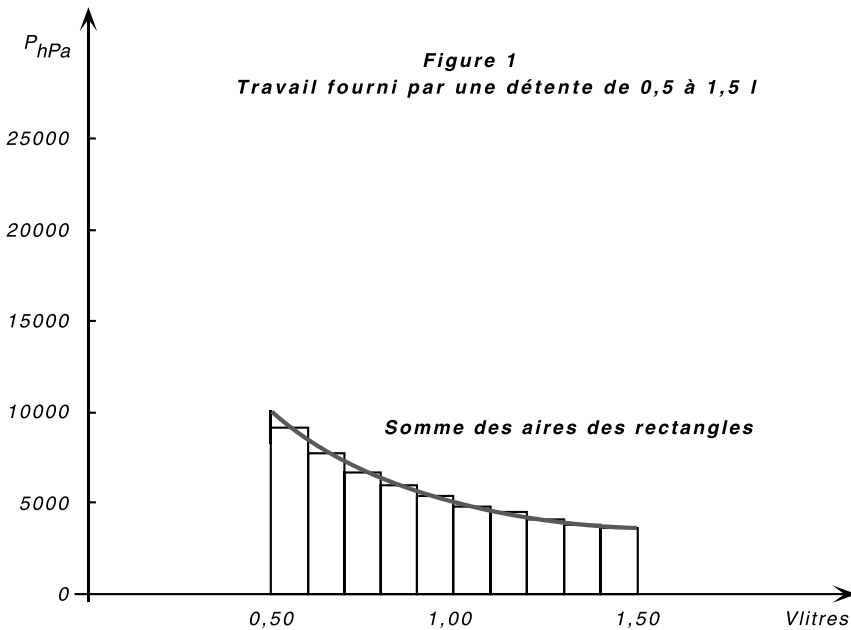
Le diagramme de Clapeyron est une représentation de l'état d'une masse bien définie de gaz dans le système de coordonnées suivant :

- le volume en abscisse,
- la pression en ordonnée.

Il manque évidemment la température, qui doit être précisée en chaque point.

L'intérêt de ce diagramme réside dans le fait que le produit d'une pression par un volume est homogène à un travail. Il en résulte que l'aire comprise entre une portion de courbe tracée dans ce diagramme et l'axe des abscisses représente le travail fourni par le monde extérieur à cette masse de gaz si le volume diminue et fourni par cette masse de gaz au monde extérieur si le volume augmente.

En effet, considérons la figure 1. L'aire comprise entre la courbe représentée et l'axe des volumes peut être considérée comme la limite de la somme des petits rectangles constitués par deux volumes successifs séparés par un « pas » en volume.

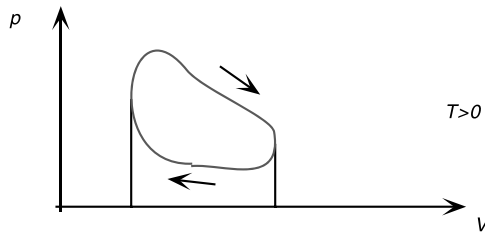


Pour chacun de ces petits rectangles, décrits à pression constante égale à la moyenne des pressions entre le début et la fin de la petite détente considérée, le travail fourni est égal à cette pression moyenne multipliée par la variation élémentaire de volume correspondante au pas.

En effet, la force exercée sur un piston est égale au produit de la pression par la surface du piston. En multipliant cette force par le déplacement élémentaire dx du piston, nous obtenons effectivement comme multiplicateur de la pression le produit de la surface du piston par son déplacement élémentaire dx , qui représente bien la variation élémentaire du volume gazeux.

Le travail total est la somme des travaux élémentaires considérés, donc l'aire comprise entre la courbe et l'axe des volumes.

Mais en considérant une courbe fermée dans ce diagramme, il apparaît que si la représentation de la masse de gaz est décrite avec l'augmentation de volume située au-dessus de la diminution de volume, c'est-à-dire si la courbe fermée est parcourue dans le sens des aiguilles d'une montre, alors la masse de gaz fournit du travail au monde extérieur pendant le cycle fermé et inversement.



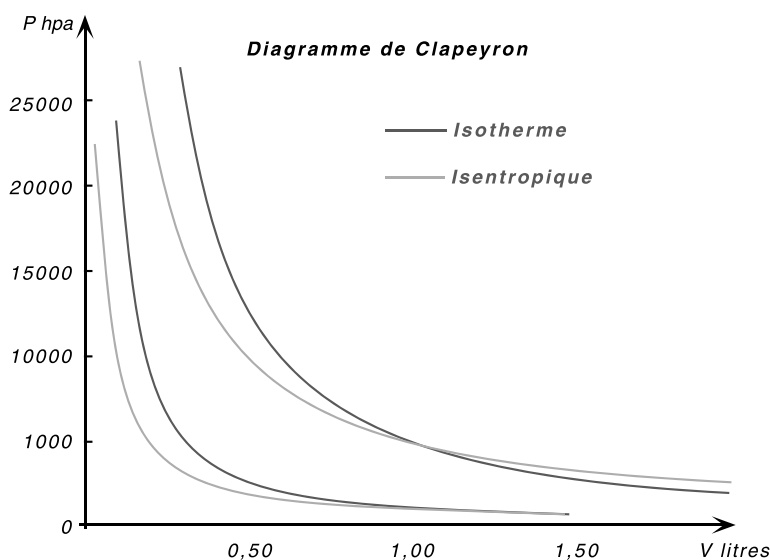
Le travail mesuré par une surface dans le diagramme de Clapeyron n'est néanmoins valable que si les évolutions de la masse gazeuse sont **réversibles**.

En particulier si les variations de volume sont trop rapides, il est possible de trouver des « laminages » qui consomment de l'énergie.

D'autre part, si nous considérons des échanges avec le milieu extérieur, il ne faut pas oublier que les gaz et l'air en particulier sont malheureusement de mauvais conducteurs de chaleur. Il en résulte que pour que la chaleur se transmette dans une masse gazeuse, il faut obligatoirement un **gradient** perceptible de température, ce qui est contraire à la notion même de réversibilité.

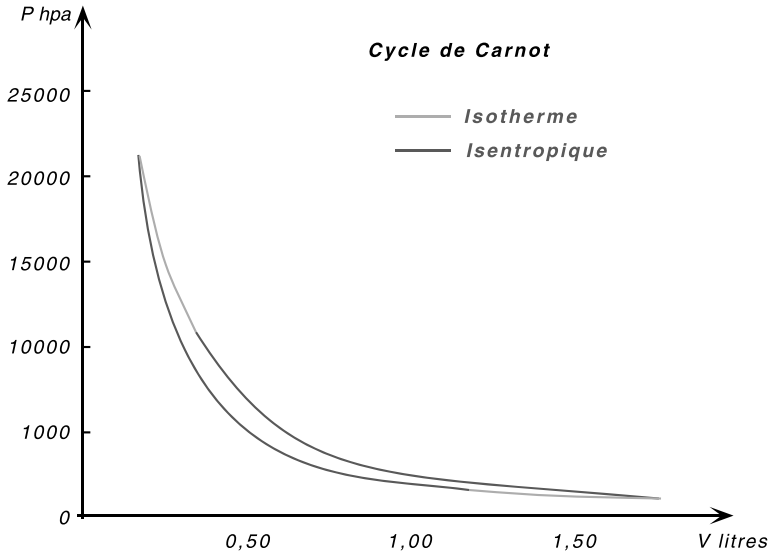
La figure 2 montre des exemples de représentation de l'évolution d'une masse d'air dans ce diagramme. En particulier, nous avons fait figurer des isothermes et des adiabatiques concernant une masse d'air réelle, donc des valeurs plausibles de l'évolution de la pression et du volume.

Rappelons que l'isotherme est l'évolution obtenue en apportant ou en enlevant des calories, dans le but de maintenir constante la température de l'air, tandis que l'adiabatique est obtenue en évitant tout échange de calories avec l'extérieur.



Nous observons que la pente de l'adiabatique est, en chaque point, plus forte que celle de l'isotherme. Cela paraît intuitif : si nous comprimons sans évacuer de calories, la température augmentera avec la pression.

◇ Cycle de Car not



Carnot a cherché à transformer de la chaleur en travail à l'aide de la machine suivante, qu'il estimait être la plus parfaite possible, au départ de son étude.

L'objectif était de chiffrer le rendement maximum qu'il était possible d'atteindre compte tenu du fait qu'obligatoirement il fallait restituer de la chaleur à la source froide finale.

Cette machine est une machine théorique, abstraite, mais en fait parfaitement réalisable. Elle a seulement le défaut de ne pas être très pratique d'emploi.

Fabriquons un cylindre, muni d'un piston et d'une tige de piston. Les frottements du piston et de la tige sont supposés négligeables et la tige peut être clavetée, c'est-à-dire bloquée en n'importe quelle position de sa course.

Ce cylindre est construit en métal infiniment conducteur de la chaleur mais peut être parfaitement calorifugé par une double paroi réfléchissante enfermant du vide, comme une bouteille isolante. Ce système d'isolation est amovible.

A l'instant initial, nous remplissons complètement le cylindre d'air, nous enlevons le dispositif d'isolation thermique, nous immergeons le cylindre dans de l'eau froide et nous comprimons l'air contenu dans ce cylindre en fournissant du travail par l'intermédiaire de la tige.

Ayant effectué toutes ces opérations, nous bloquons la tige à l'aide d'une goupille. Pendant la compression que nous venons de décrire, nous avons fourni du travail au système, mais pour maintenir la température du cylindre constante, de la chaleur a été évacuée du cylindre vers l'eau froide. Nous venons de parcourir une isotherme, dans le sens des volumes décroissants (portion de courbe inférieure allant de 1,5 l à 1 l).

Installons le dispositif d'isolement thermique, enlevons la goupille, puis continuons à comprimer l'air, donc en fournissant du travail, mais cette fois sans échange de chaleur avec l'extérieur. Nous décrivons une adiabatique, dans le sens des volumes décroissants (courbe la plus basse). Rebloquons la tige.

Puisqu'il n'y avait pas d'évacuation de chaleur, la température de l'air s'est accrue, la pression est donc montée plus rapidement que pendant l'opération précédente. On démontre que le rapport des pentes de l'adiabatique et de l'isotherme en un point du diagramme de Clapeyron est égal au rapport des chaleurs spécifiques caractéristiques de l'air, soit 1,4.

Nous nous sommes donc élevés au-dessus de la première isotherme.

En ce point, nous enlevons le dispositif d'isolement, nous trempions le cylindre dans de l'huile bouillante, puis nous enlevons la goupille. Nous pouvons donc disposer d'un travail sur la tige. Pendant cette détente, l'air a tendance à se refroidir, mais de la chaleur passe alors de l'huile bouillante au cylindre. La baisse de pression s'effectue suivant une isotherme, donc à pente relativement faible, ce qui est favorable au travail fourni (courbe supérieure).

Le paramètre le plus important à considérer est que cette augmentation de volume s'effectue au-dessus de l'augmentation initiale. Cela est toujours dû à la différence de pente entre l'isotherme et l'adiabatique.

Il y a donc fourniture au monde extérieur d'un travail supérieur à celui qui a été dépensé dans la première compression.

Lorsque nous arrivons à un volume convenablement choisi, nous remontons l'isolement thermique, nous poursuivons la détente, donc sans échange de chaleur et si le point a été bien choisi, nous retombons sur le point de départ.

Courbe supérieure, se terminant à 1,5 l.

Nous venons de décrire un cycle, puisque nous sommes revenus au point de départ et nous avons reçu plus de travail que ce que nous avons fourni.

Le cycle a été décrit dans le sens des aiguilles d'une montre. De la chaleur a été enlevée lors de la première isotherme et nous en avons fourni, à une température plus élevée, lors de la dernière.

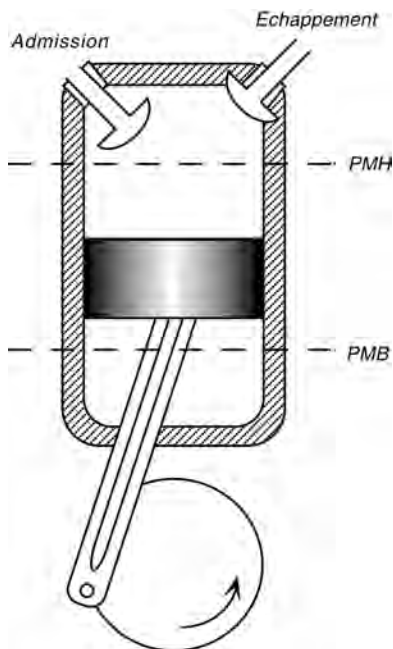
Le rendement mécanique de cette machine est donc inférieur à 1, puisque nous avons enlevé de la chaleur. Il est aisément calculable, mais nous ne le calculerons pas, car nous n'avons présenté ce cycle de Carnot qu'à titre de culture scientifique et nous allons effectuer le calcul pour un cycle plus proche de la réalité des moteurs d'automobiles et des petits moteurs d'avions.

◇ Cycle de Meyer

Avant de parler du cycle de Meyer, nous allons présenter et décrire le cycle réel d'un moteur à essence dans le diagramme de Clapeyron et montrer que le calcul de son rendement est extrêmement difficile, mais pas impossible.

Nous allons voir ensuite qu'il est possible de l'approcher par un cycle simple, aisément calculable.

Nous nous limiterons au moteur à quatre temps sans compresseur à l'admission ni turbine de détente sur l'échappement.



Partons du point mort haut, en fin d'échappement. Nous verrons que la soupape d'échappement ne se ferme que peu après le point mort haut.

La descente du piston est précédée par l'ouverture de la soupape d'admission. Cette descente s'effectue, rappelons-le, suivant une loi sensiblement sinusoïdale, c'est-à-dire qu'il commence par descendre lentement, puis de plus en plus vite, puis ralentit en approchant du PMB.

La pression a tendance à diminuer et du mélange carburé frais est aspiré par la soupape d'admission.

Un laminage se produit obligatoirement au passage de cette soupape car elle n'a qu'une surface limitée. Le tracé correspondant dans le diagramme de Clapeyron présente donc une concavité vers le haut, due à la perte de charge correspondante à ce laminage, qui se manifeste surtout dans la partie de la course où le piston atteint sa plus grande vitesse : tracé AB.

Le piston s'arrête ensuite au PMB et repart vers le haut. La soupape d'admission ne se ferme que peu après le PMB, pour profiter d'une « dynamique » du mélange frais que nous expliquerons.

Le cycle de compression ne commence par définition qu'après la fermeture de cette soupape d'admission mais la pression, elle, commence à augmenter dès le PMB.

La compression est proche d'une adiabatique mais des calories vont être évacuées dans le système de refroidissement pour deux raisons :

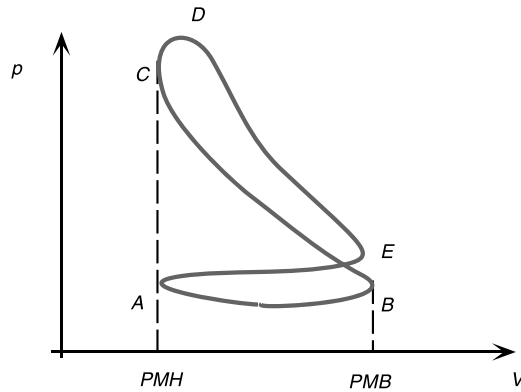
La température interne s'élève et peut devenir supérieure à celle des parois du cylindre. On provoque volontairement l'allumage nettement avant le PMH, bien que cela favorise la perte précédente.

La combustion se termine au voisinage du PMH et comme le mouvement du piston est lent en ce point, la pression continue à augmenter peu après le PMH. Tracés BC puis CD.

Lors de la détente, des calories sont encore évacuées dans le système de refroidissement et la décroissance de pression est malheureusement plus importante que l'adiabatique lorsque le volume augmente. Tracé DE.

Il y a intérêt à ouvrir la soupape d'échappement sans retard, ce qui serait préjudiciable au travail fourni. La soupape d'échappement ne peut être, malheureusement, de très grande surface et le tracé EA présente une concavité vers le bas du fait de la perte de charge dans cette soupape.

Une « boucle » est décrite dans le bons sens : BCDE. L'autre dans le mauvais sens : EAB. La première fournit donc du travail, la seconde en consomme et nous ne pouvons disposer que de la différence.



Heureusement, la première présente une plus grande surface du fait qu'elle travaille sous des pressions nettement plus élevées. Le moteur fournit du travail.

Comment approcher le calcul de ce cycle réel ?

De façon grossière, par le cycle théorique représenté sur la figure 4.

L'admission est supposée être effectuée à la pression atmosphérique ambiante, donc sans perte de charge au passage de la soupape d'admission : AB.

La compression est supposée parfaitement adiabatique : BC.

La combustion est supposée instantanée lors du PMH et correspond donc à une augmentation de pression à volume constant : CD.

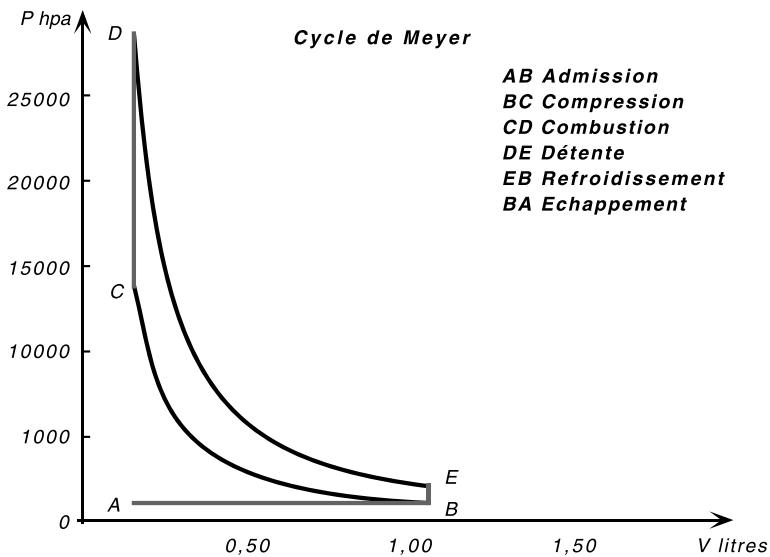
La détente est supposée parfaitement adiabatique : DE.

L'échappement est supposé s'effectuer en deux phases. La première correspond à un refroidissement instantané du mélange jusqu'à la pression de départ : EB et la seconde correspond à l'expulsion des gaz brûlés, sans perte de charge au passage de la soupape d'échappement : BA.

La boucle « parasite » a donc une surface nulle. Cela correspond à un aller et retour du piston, soupape d'échappement ouverte dans un sens et soupape d'admission ouverte dans l'autre sens et sans la moindre perte de charge.

On peut approcher de plus près la réalité, mais le calcul devient alors très complexe et dépasserait le cadre de cette collection, mais comme notre objectif était de déterminer un ordre de grandeur du rendement, nos approximations sont justifiées.

Ce cycle présente l'avantage d'être aisément calculable : la chaleur est apportée et évacuée à volume constant en CD puis en EB. Et comme il s'agit de la même masse de gaz, en négligeant le carburant bien sûr et en faisant l'hypothèse que la chaleur spécifique de l'air à volume constant est constante, le rendement ne dépend que des températures qui séparent les deux adiabatiques BC et DE au PMB et au PMH.



Reprenons brièvement.

Nous chauffons de l'air comprimé, à volume constant, de C à D. Nous laissons échapper de la chaleur définitivement perdue dans l'atmosphère en refroidissant les gaz qui

sortent de E à B. La différence s'est donc transformée en travail puisque le reste du parcours concerne des adiabatiques et qu'il n'y a plus d'échanges de chaleur.

Sur la figure 4, nous avons volontairement tracé un cycle plausible et réaliste dans le but de chiffrer des ordres de grandeur pour nos lecteurs.

Nous partons d'un litre d'air à 1 000 hPa et nous le comprimons jusqu'à obtention d'un volume de 0,15 l, soit dans le rapport 6,67, notons que ce rapport est celui des moteurs à pistons utilisés actuellement dans l'aviation générale.

Calculons la pression obtenue lors de cette compression par utilisation de la relation de l'adiabatique $PV^{\gamma} = C^{te}$

$$1\,000 \cdot 11,4 = p \cdot (0,15)^{1,4}$$

Nous trouvons aisément $p = 14\,239$ hPa.

La température est obtenue en appliquant l'équation d'état en A et en B, pour éliminer la constante.

En A :

$$1\,000 \cdot 1 = C^{te} \cdot 288$$

En B :

$$14\,239 \cdot 0,15 = C^{te} \cdot \text{température recherchée}$$

Nous en déduisons la température de fin de compression adiabatique pour un taux de compression de 6,67 :

$$T = (14\,239 \cdot 0,15) / (1\,000 / 288) = 615 \text{ °C}$$

Soit 342 °C. Si le mélange contient des hydrocarbures, il ne risque pas de s'enflammer spontanément...

Chaufons maintenant cette masse d'air dans le but d'en doubler la pression, à volume constant bien sûr. Nous décrivons bien une parallèle à l'axe des pressions. Trajet CD.

L'équation d'état s'applique parfaitement, le calcul des trois valeurs fondamentales en fin de chauffage est donc aisé :

Le volume est inchangé : 0,15 l,

La pression est de $2 \cdot 14\,239 = 28\,478$ hPa,

La température absolue est doublée : 1230 °C.

Soit 957 °Celsius. C'est très chaud, heureusement dans la pratique il y a des pertes qui (malheureusement) diminuent le rendement.

Nous obtenons 28 fois la pression initiale. Il est donc possible de récupérer du travail lors de la détente.

En fin de détente, les trois valeurs fondamentales sont alors :

Le volume est revenu à un litre,

La pression est de 2 000 hPa,

La température est de 576 °C.

Soit 303 °Celsius. Un refroidissement de 576 °C à 288 °C amène alors la masse d'air aux conditions de départ. Mais ce refroidissement est effectué en pure perte énergétique, il correspond à l'énoncé de Carnot.

Le rendement de ce cycle est facile à calculer. En effet, nous connaissons la chaleur spécifique à volume constant de l'air, qui vaut 0,172.

Nous pouvons donc calculer ce qu'il faut apporter pour chauffer la masse d'air de C à D. Nous pouvons également calculer ce qu'il faut restituer à la source froide de E à B. L'application stricte du principe de l'équivalence nous permet de calculer ce qui se transforme en travail, puisque les adiabatiques sont parcourues sans échange de chaleur. Le travail fourni est l'équivalent mécanique de la différence entre les chaleurs apportées et enlevées, puisque le système revient exactement à son état initial.

Un observateur averti remarquera que la chaleur apportée correspond à la longueur du trajet CD et que la chaleur restituée à la source froide correspond à la longueur du trajet EB dans le diagramme de Clapeyron...

Il remarquera également que lors de ces deux trajets, la pression varie du simple au double.

Il pourra imaginer ensuite que plus grande est la différence absolue des pressions entre C et D, plus grand est le rendement, car ce qui est restitué à la source froide est constant. De même la différence entre un nombre et son double augmente lorsque ce nombre augmente...

Il conclura que le rendement augmente lorsque nous augmentons le taux de compression car nous pouvons « injecter » plus de calories sur le trajet CD en récupérant une quantité constante sur le trajet EB !

D'où un calcul simple du rendement, dans ce cas précis, en supposant que la chaleur nécessaire pour réchauffer ou refroidir une masse de gaz à volume constant ne dépend pas de l'état de ce gaz, mais uniquement de sa masse :

$$\frac{\text{chaleur (CD)} - \text{chaleur (EB)}}{\text{chaleur (CD)}}$$

Soit dans le cas qui nous occupe :

$$\eta = \frac{(1\,230 - 615) - (576 - 288)}{(1\,230 - 615)} = 0,53$$

Insistons sur le fait que ce rendement ne tient pas compte des pertes « technologiques ».

Nous allons en tirer un résultat général, faisant apparaître le **taux de compression** de notre moteur, c'est-à-dire le rapport des volumes extrêmes de ce diagramme.

Si τ est le rapport des volumes en B et en A, le rendement d'un moteur théorique fonctionnant suivant ce cycle serait :

$$\eta = 1 - \frac{1}{\tau^{\gamma}} - 1$$

γ est le rapport des chaleurs spécifiques à pression constante et à volume constant.
 $\gamma = 1,4$.

Nous en déduisons le tableau suivant :

τ	1	2	3	4	5	6	7	8	18	20	24	26	40	60	80
η	0	0,24	0,36	0,43	0,47	0,51	0,54	0,57	0,69	0,7	0,7	0,73	0,77	0,81	0,83

Que nous montre ce tableau ?

D'abord que le rendement maximum possible augmente avec le taux de compression, nous venons de l'expliquer. Nous remarquons que plus nous comprimons, c'est-à-dire plus nous remontons en pression par diminution de volume sur ces deux adiabatiques, plus elles s'écartent l'une de l'autre.

Donc plus, il faut fournir de chaleur, prise à la source chaude, pour parcourir le trajet CD. Donc plus nous en transformons en travail, puisque ce que nous restituons à la source froide reste constant, toutes choses égales par ailleurs.

En résumé, le rendement résulte du rapport des variations de pression concernant la même masse d'air :

$$\eta = \frac{CD - EB}{CD}$$

et CD augmente lorsque nous comprimons de plus en plus tandis que EB reste constant. Ensuite qu'il augmente vite jusqu'à environ 8 ou 8,5, puis plus lentement lorsqu'on augmente encore ce taux de compression.

Or il se trouve qu'il est possible de réaliser des motopropulseurs simples, à allumage commandé, ayant ce taux de compression mais qu'il faut passer obligatoirement par un fonctionnement du type **diesel**, à allumage spontané, pour des taux de compression supérieurs.

La construction des moteurs de ce type pose de grosses difficultés technologiques pour des t de 24 ou de 26 et il n'en existe pratiquement pas.

■ **Conclusion et application à l'aéronautique**

Le résultat le plus important est le suivant :

Le rendement mécanique d'une machine thermique est mauvais, mais devient acceptable si nous choisissons le fonctionnement s'effectue dans des conditions où le taux de compression est élevé.