

Projet de Physique P6-3
STPI/P6-3/2011 – G52

**Techniques de protection thermique et de
refroidissement des moteurs**



Etudiants :

Audrey LOUIS

Pauline HUBERT

Mathieu CAILLOUX

Benjamin GARNIER

Enseignant-responsable du projet :

Abdellah HADJADJ

Date de remise du rapport : **19/06/2011**

Référence du projet : **STPI/P6-3/2011 – G52**

Intitulé du projet :

Techniques de protection thermique et de refroidissement des moteurs

Type de projet : ***découverte et recherche***

Objectifs du projet :

Les objectifs de ce projet sont découvrir des technologies liées au refroidissement et à la protection thermique des machines, notamment au niveau des protections pour navette spatiale (bouclier thermique) et des systèmes de refroidissement des moteurs dans l'industrie. Ainsi de découvrir et de connaître les lois de la physique et les relations mathématiques et savoir s'en servir dans l'industrie et dans la vie courante.

Mots-clefs du projet :

Protection thermique, navette, moteur, refroidissement

TABLE DES MATIERES

1. Introduction	5
2. Méthodologie / Organisation du travail	6
3. Travail réalisé et résultats	7
3.1. Protection thermique : navette spatiale	7
3.1.1. Pénétration dans l'atmosphère	7
3.1.2. Le plasma	9
3.1.3. Bouclier Thermique	10
3.2. Techniques de refroidissement dans l'industrie	15
3.2.1. Ondes et ondes de choc	15
3.2.2. Moteur-fusée	17
3.2.3. Moteur à ergols solides	19
3.2.4. Moteur à ergols liquides	22
3.2.5. Refroidissement par rayonnement.....	25
4. Conclusions et perspectives	26
5. Bibliographie	27
6. Annexes	29
6.1. Système de refroidissement des centrales nucléaires	29
6.2. Refroidissement automobile	32
Refroidissement à air	32
Refroidissement par huile.....	33

1. INTRODUCTION

Dans le cadre de notre quatrième semestre à l'INSA de Rouen, nous avons dû réaliser un projet de physique sur une durée de quatorze semaines. Notre projet consistait à effectuer des recherches sur le thème des techniques de protection thermique et de refroidissement des moteurs. Nos recherches sont synthétisées dans ce dossier.

Dans le cadre de ce projet, nous avons également créé un site internet regroupant l'ensemble de nos recherches et contenant des pdf sur certains points que nous avons abordés plus en détails. Voici le lien : http://www.wix.com/audlouis/projet_p6

Le but de ce projet était pour nous de découvrir des technologies liées au refroidissement et à la protection thermique des machines ainsi que de découvrir et de connaître des lois de la physique et des relations mathématiques concernant ces techniques.

Lors de nos recherches, nous nous sommes essentiellement intéressés aux techniques de refroidissement d'une navette spatiale et aux techniques de refroidissement des moteurs-fusées.

2. METHODOLOGIE / ORGANISATION DU TRAVAIL

Notre projet étant un projet de recherche et l'intitulé étant assez vaste, notre première tâche a été de délimiter le cadre de nos recherches. Nous avons ainsi pu diviser notre projet en deux grands thèmes afin de répartir le travail à effectuer. Nous avons ainsi choisis de nous intéresser essentiellement au refroidissement d'un engin spatial. D'une part, nous avons travaillé sur le refroidissement extérieur avec le bouclier thermique, et d'autre part, nous nous sommes intéressés au refroidissement de l'intérieur de la navette avec le moteur.

Nous avons ainsi divisé notre groupes en deux sous-groupes de travail. Chaque semaine, nous présentions à l'oral l'avancement de nos recherche. Cela permettait de faire un point du l'avancement du projet avec notre responsable et également de mettre chacun au courant du travail des autres membres du groupe. Après avoir exposé les nouveaux éléments de recherche, nous nous mettions d'accord sur les pistes à explorer pour la suite du projet.

Cette méthode de travail nous a permis de travailler efficacement et rapidement en évitant d'empiéter sur la partie d'un autre membre du groupe mais en étant tout de même au courant des recherches et de l'avancement général du projet. Ainsi, nous avons toujours une idée globale du projet, des directions prises et des liens entre les différents éléments de recherche.

Il faut également préciser que nous avons au départ très peu de connaissances sur le sujet, ou alors des idées vagues. Dans un premier temps, il nous a donc fallu acquérir des connaissances générales sur l'aéronautique, les navettes spatiales et les fusées pour pouvoir comprendre des détails plus techniques. Nous avons donc consacré les premières semaines du projet à acquérir des connaissances de base.

Par la suite, nous avons pu approfondir véritablement sur le sujet en lui-même.

3. TRAVAIL REALISE ET RESULTATS

3.1. Protection thermique : navette spatiale

3.1.1. Pénétration dans l'atmosphère

Le voyage spatial est un danger de tous les instants qui ne laisse place à aucune erreur. Mais qui aurait dit que l'angle d'approche d'une navette soit si important aux abords de la Terre ? Les explications.

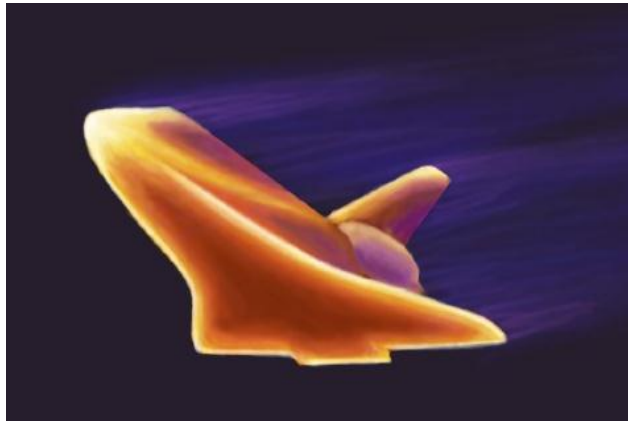
Avec son lancement, la rentrée dans l'atmosphère d'une navette spatiale est l'une des phases les plus critiques des missions de vol habité. Parmi les facteurs à prendre en compte, l'angle d'entrée dans les couches supérieures de l'atmosphère terrestre. Celui-ci est calculé avec précision secondes après secondes, aussi bien à bord que dans le centre de contrôle au sol. Qu'est ce qui en fait un critère obligatoire pour que l'atterrissage se déroule dans de bonnes conditions ?

Pour le comprendre, voyons comment se déroule une phase d'approche normale d'une navette spatiale près de l'atmosphère terrestre. La navette est en orbite autour de la Terre à environ 250 km d'altitude et se déplace à approximativement 7,5 km par seconde. Cette vitesse est acquise grâce à l'énergie dégagée lors du lancement et de l'utilisation des moteurs de propulsion. C'est d'ailleurs elle qui permet au vaisseau de rester en orbite autour de la Terre.

Pour descendre, il a fallu trouver un moyen de dissiper cette énergie, et donc freiner. Il n'est pas possible d'utiliser les moteurs pour ralentir un vaisseau. Celui-ci ne dispose pas de quantité de carburant nécessaire pour effectuer cette tâche en fin de mission. L'idée est donc de se servir des molécules d'air de l'atmosphère. Lorsque la navette y pénètre, elle entre en contact avec des couches denses par rapport à l'espace, et les comprime. Cela induit des forces de frottement le long du véhicule et donc un échauffement : l'énergie liée à la vitesse est convertie en chaleur. La navette freine et perd donc de l'altitude.

Ces frottements sont efficaces, mais échauffent énormément l'air entourant le véhicule. Les températures s'élèvent à 2000°C au contact des parois. *"Des températures qui ne sont même pas atteintes dans l'industrie sidérurgique, et qui correspondent à la périphérie d'un cœur nucléaire"*, *"La moindre dégradation du système de protection est alors dramatique"*. Pour que ces températures ne détériorent pas la navette, il importe de maintenir une séparation entre les gaz chauds qui se forment à l'extérieur et les organes vitaux de l'appareil. Le revêtement (Thermal Protection System ou TPS) doit à la fois être isolant, léger et facile à assembler. Les matériaux utilisés sont des composites isolants à base de carbone.

Le vaisseau ne peut arriver dans les couches supérieures de l'atmosphère avec un angle aléatoire. Imaginons-nous lançant une pierre dans un lac. Le caillou pénètre avec un certain angle à la surface de l'eau, ce qui va conditionner son devenir. Avec un angle aigu et une vitesse rapide, il va rebondir en surface : c'est l'effet de ricochet. A l'inverse, avec un angle trop obtus, il va couler au fond. Pour une navette spatiale et la surface atmosphérique dense de la Terre, c'est à peu près la même chose. Le vaisseau a d'ores et déjà une vitesse importante. Si l'angle d'approche est trop aigu, il va rebondir sur les couches atmosphériques supérieures et se perdre aux confins de l'espace. En revanche, pour un angle trop obtus, il plongera à une vitesse décuplée par la pesanteur terrestre. La chaleur dégagée sera alors trop intense : il brûlera en vol comme une torche. Vous pouvez voir sur l'image ci-dessous, la chaleur sur la descente d'une navette, et la couleur rouge représentant la chaleur.



Pour une approche optimale, un vaisseau doit donc aborder l'atmosphère sous un angle d'environ 40°. Ensuite, après quelques secondes, elle se redresse à 3°, ce qui lui permet de perdre de la vitesse tout en douceur. Toute cette phase est gérée par les ordinateurs de bord, et les angles sont calculés en temps réel au dixième de degré près pour éviter tout risque d'incident. Pour protéger la navette, les chercheurs ont dû mettre au point un bouclier spécial résistant à une haute température : le bouclier thermique. Il est constitué de 24 000 tuiles de céramique. Au-dessus, les plaques résistent à une température de 650° et en-dessous, à 1 200°. Aux abords de l'atmosphère, la navette se présente en face ventrale, exposant ainsi la zone qui résiste le mieux à la chaleur. Ensuite, c'est l'ensemble du bouclier qui la protège tout au long de sa descente dans l'atmosphère.

La chaleur générée par le frottement est donc la principale ennemie d'une navette entrant dans l'atmosphère terrestre. Le 1er février 2003, Columbia s'est désintégrée au dessus du Texas avec à son bord sept astronautes. A l'origine de ce drame, une pièce qui s'est détachée lors du décollage de la navette, provoquant une brèche dans le bouclier thermique. Lors de la rentrée, de l'air surchauffé s'est engouffré, induisant l'explosion du vaisseau.

Nous allons faire un petit calcul de grandeur des énergies cinétiques en orbite et dans l'atmosphère, pour une navette de 70 tonnes.

En orbite :

$$E_{\text{cinétique}} = 1/2 * 70 * 10^3 * 7500^2 = 1,96 * 10^{12} \text{ J}$$

En orbite, nous prenons une vitesse de 7500 m/s.

Dans l'atmosphère :

$$E_{\text{cinétique}} = 1/2 * 70 * 10^3 * 97^2 = 3,29 * 10^8 \text{ J}$$

Dans l'atmosphère, nous prenons une vitesse de 97m/s.

On peut aussi calculer les forces de frottements lors de la pénétration dans l'atmosphère grâce à la formule de l'énergie mécanique.

Formule célèbre :

$$E_m = E_c + E_p$$

Application numérique :

$$E_p = 8,4 * 10^{10} \text{ J}$$

$$E_c = 1/2 * m * v^2 = 1,96 * 10^{12} \text{ J}$$

$$\Rightarrow E_m = 2,04 * 10^{12} \text{ J}$$

Lors de la descente, la navette n'utilise pas ses moteurs, et se comporte comme un planeur. Ainsi l'énergie mécanique est égale au travail des forces de frottements.

$$E_m = W_{\text{frottements}} = 2,04 \cdot 10^{12} \text{ J}$$

3.1.2. Le plasma

Qu'est-ce c'est ?

Appelé aussi «quatrième état de la matière», n'est visible sur terre qu'à très haute température, quand l'énergie est telle qu'elle réussit à arracher des électrons aux atomes. On observe alors une sorte de «soupe» d'électrons extrêmement actifs dans laquelle «baignent» des noyaux d'atomes.

Formation :

- Dans les conditions usuelles, un milieu gazeux ne permet pas la conduction de l'électricité. Lorsque ce milieu est soumis à un champ électrique faible, un gaz pur est considéré comme un isolant parfait, car il ne contient aucune particule chargée libre (électrons ou ions positifs). Les électrons libres et les ions positifs peuvent apparaître si on soumet le gaz à un champ électrique de forte intensité ou à des températures suffisamment élevées, si on le bombarde de particules ou s'il est soumis à un champ électromagnétique très intense.
- Lorsque l'ionisation est assez importante pour que le nombre d'électrons par unité de volume soit comparable à celui des molécules neutres, le gaz devient alors un fluide très conducteur qu'on appelle plasma.

Caractérisation :

- Lors de la rentrée atmosphérique, les engins spatiaux forment du plasma du fait des frottements avec l'air.
- Il existe 2 types de plasma, le plasma « chaud » et « froid ». Celui formé par une navette est considéré comme chaud, c'est-à-dire que les ions sont chauds et donc réactif. La température des ions est équivalente à celle des électrons. Alors que la température des électrons est très supérieure à celle des ions dans le cas d'un plasma froid.

- Le degré d'ionisation: $a = \frac{n_e}{n_e + n_n}$

n_e densité électronique et n_n densité de particules neutres

Si $a \leq 1\%$ alors le plasma sera dit «faiblement» ionisé et si $a \approx 1\%$ alors il est dit «fortement» ionisé.

- Le paramètre plasma Γ : $\Gamma \approx \frac{\langle E_p \rangle}{\langle E_c \rangle} \approx \frac{e^2 \cdot n^{1/3}}{e_0 \cdot k \cdot T}$

$\langle E_p \rangle$ représente l'énergie potentielle moyenne liée aux interactions coulombiennes

$\langle E_c \rangle$ représente l'énergie cinétique moyenne liée à l'agitation thermique

si $\Gamma < 1$ le plasma est faiblement corrélé: il est dit «cinétique»

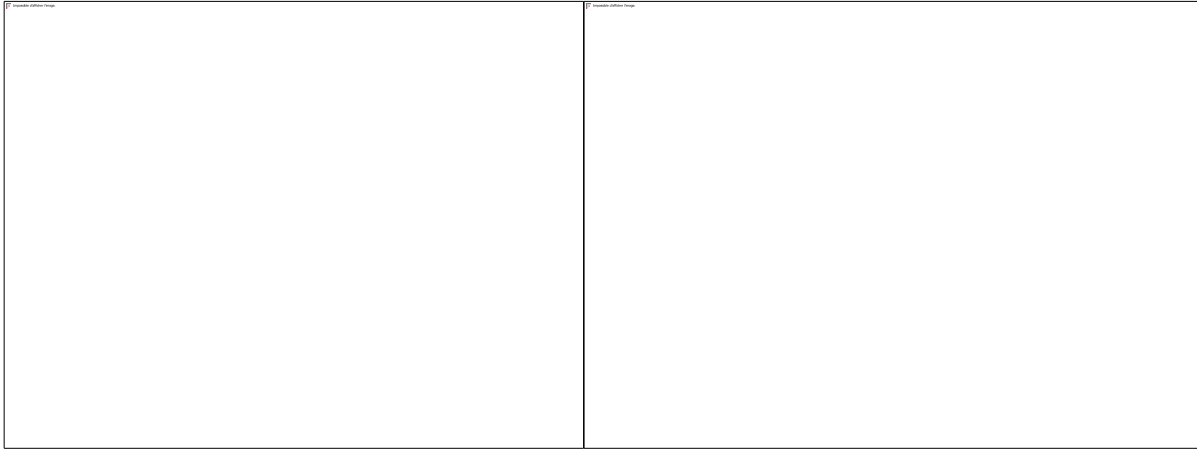
si $\Gamma > 1$ le plasma est fortement corrélé.

3.1.3. Bouclier Thermique

Un bouclier thermique, dans le domaine de l'aéronautique, est un dispositif destiné à protéger une partie d'un engin spatial (sondes, missiles, navettes spatiales) contre l'échauffement cinétique qu'il subit lorsqu'il pénètre dans l'atmosphère d'une planète à grande vitesse. Cet échauffement provoque une élévation de la température qui liée à la vitesse de l'engin, typiquement une dizaine de kilomètres par seconde pour un engin revenant sur Terre, qui engendre un frottement intense pouvant porter la partie la plus exposée à plusieurs milliers de degrés Celsius. Aucun matériau ne peut résister aux températures atteintes et il est nécessaire de prévoir un bouclier ne faisant pas partie de la structure de l'engin pour absorber l'énergie thermique. Il existe différents types de bouclier thermique : des procédés déjà existant comme les boucliers ablatifs qui éliminent la chaleur en se décomposant couche par couche et les boucliers radiatifs qui renvoient en grande partie la chaleur. Mais les recherches dans ce secteur, amènent les ingénieurs à trouver de nouvelles techniques qui sont en cours de développement, la NASA pense à un bouclier gonflable et des chercheurs japonais sont même sur la piste d'un bouclier magnétique.

Un bouclier thermique ablatif perd de la matière à mesure qu'il brûle, s'amincissant progressivement durant la descente. Il est souvent préféré au bouclier radiatif, qui lui conserve son épaisseur, car il est possible de le sur-dimensionner plus facilement pour tenir compte d'une certaine marge d'erreur. Il suffit en effet d'augmenter son épaisseur pour absorber une plus grande quantité de chaleur. Un bouclier radiatif, en revanche, n'accepte aucune marge d'erreur. Quand la température maximale pour laquelle il a été conçu est atteinte, le matériau ne remplit plus son rôle de protection et c'est la catastrophe assurée.

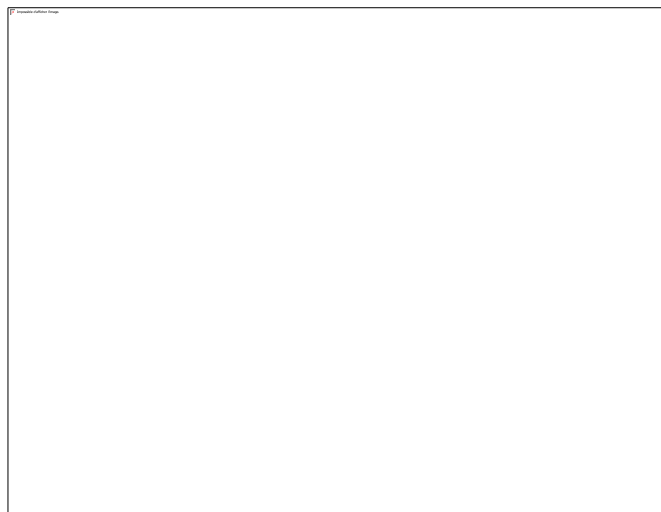
Aujourd'hui seulement un accident dû à une défaillance du bouclier thermique, celui de la Navette Columbia le 1^{er} février 2003. Juste après le décollage, un morceau de mousse isolante provenant du réservoir externe, frappant les panneaux de carbone renforcés sur l'aile gauche. Ceci provoqua un trou de 15 à 25 cm et les gaz chauds ont ainsi pu pénétrer dans l'aile lors de la rentrée atmosphérique .



3.2.

Matériaux utilisés :

Depuis les premiers besoins en protection thermique dans l'aérospatial, 8 matériaux ont été élaborés. Ceux-ci n'ont pas les mêmes caractéristiques, surtout au niveau du poids et de la température supportée puisque que la température supportée par la navette est différente selon les parties du fuselage. Sur chaque navette, il y a en moyenne 24300 tuiles et 2300 couvertures isolantes.



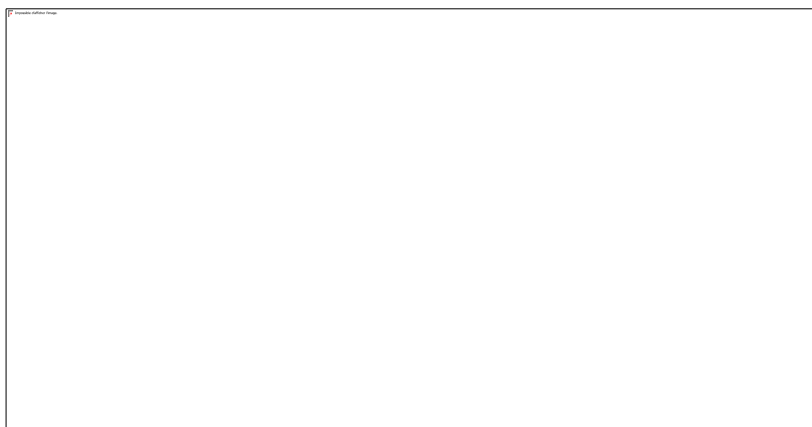
- ▶ **Reinforced Carbon Carbon (RCC) :**
 - Composition : carbone composite de couleur gris lié à des isolants en feuille d'inconel et de plaque de quartz.
 - Plage de température : supérieure à 1260 °C.
 - Occupe 125 m² d'une navette.
 - Localisation : nez, menton, bord d'attaque des ailes.
 - Nez de l'orbiteur formé d'une seule pièce d'1,5 m de diamètre.
 - Bord d'attaque des ailes constitué de 22 panneaux en U.

- ▶ Les tuiles noires **HRSI, High Reusable Surface Insulation :**
 - Composition : silice en fibre très pure (99.9%).
 - Plage de température : inférieure à 1260 °C.
 - Dimension d'une tuile : 15 cm de coté, épaisseur de 2.5 à 10.2 cm.
 - Densité : 9.9 kg/m³.
 - Localisation : dessous de la navette et des ailes, bord d'attaque de la dérive verticale, élevons et autour des hublots du cockpit.

- ▶ Les tuiles blanches **LRSI (LI 900), Low temperature Reusable Surface Insulation :**
 - Composition : silice en fibre très pure (99.9%). Recouvertes de 10 mm d'oxyde d'aluminium pour réfléchir le rayonnement solaire.
 - Plage de température : inférieure à 650 °C.
 - Dimension d'une tuile : 20 cm de coté, épaisseur de 0.9 à 3.5 cm.
 - Densité : 4 kg/m³.
 - Localisation : haut du fuselage avant, cotés et arrière du fuselage, dérive verticale.

- ▶ Les tuiles **FRCI, Fibrous Refractory Composite Insulation :**
 - Composition : fibres de Nexel borosilicate (boron) pour une plus grande solidité.
 - Densité : 5.5 kg/m³.
 - Localisation : autour du nez, portes de train d'atterissage, panneaux ombilicaux.

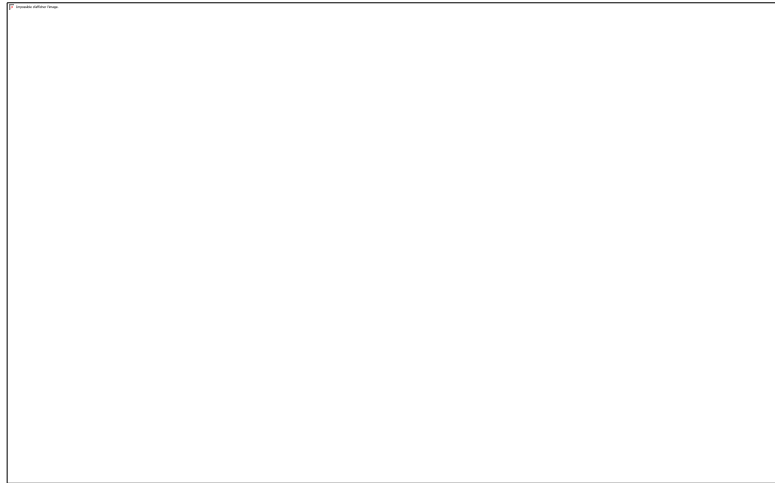
- ▶ Les couvertures **Advanced Flexible Reusable Surface Insulation (AFRSI) :**
 - Composition : fibre de silice prises en sandwich entre du tissu de quartz tissé.
 - Localisation : remplace les tuiles de silice, 400 m² en dessous de l'appareil et 1105 m² au total.
 - Plage de température: inférieure à 650 °C.



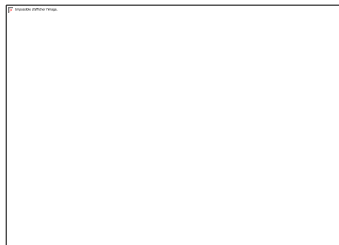
- ▶ **Le Felt Reutilisable Surface Insulation, FRSI ou Quilite :**
 - Composition : matelas de tissu isolant cousu entre deux couches de tissu blanc.
 - Plage de température : de 176 à 370 °C.

- Localisation : dessus des portes de soute et certains endroits sur le dessus des ailes. 25 % de l'appareil.

► Le **FIB, Flexible Insulation Blankets** :



- Composition : tissu piqué imperméabilisé à base de silice et de verre. De couleur blanche pour une meilleure dissipation thermique.
- Localisation : cotés du fuselage, portes de soutes, dérive verticale, aérofreins, bord de fuite, dessus arrière des ailes, élevons et autour des hublots d'observation.

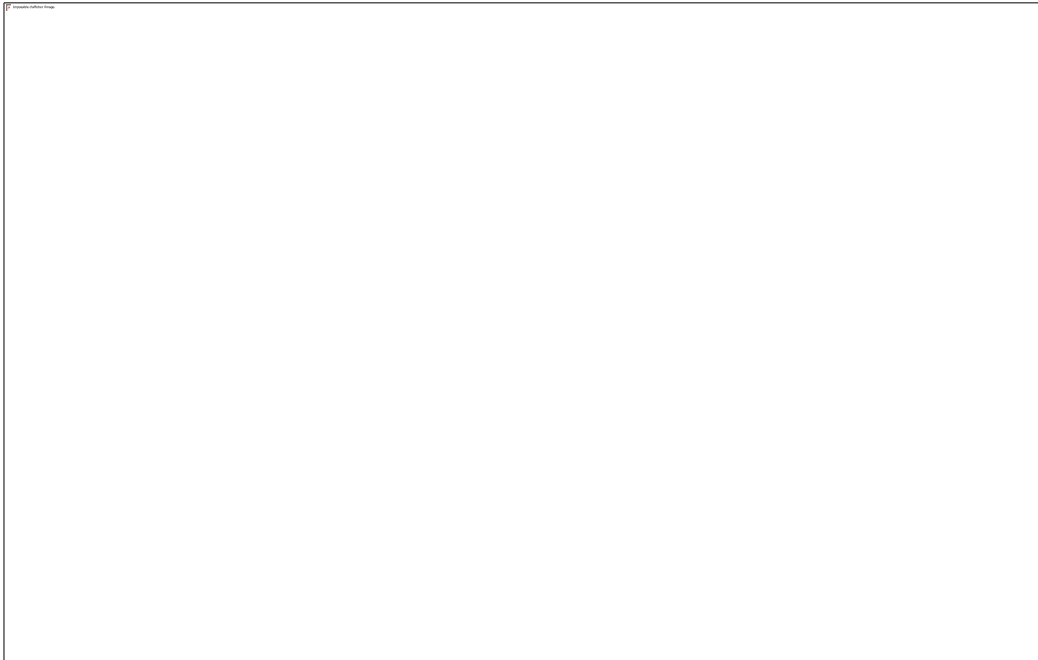


► Les tuiles **Toughened Uni Piece Fibrous Insulation, TUF** :

- Composition : tuiles noires, dont la couche **RCG** (reaction-cured glass, enduit physiquement assimilable au verre de fenêtre de 2 mm épaisseur) est directement imprégnée dans les pores de la tuile la rendant plus solide et moins sensible aux dommages extérieurs.
- Localisation : bouclier thermique des moteurs, portes de train d'atterrissage.

Quelques chiffres pour illustrer la répartition des différentes tuiles et isolants sur un orbiter:

- Navette Atlantis : 501 **HRSI**, de grande densité et 20047 de faible densité, 2945 tuiles **FRCI**, de densité moyenne, 699 tuiles **LRSI**, 2277 couvertures **AFRSI** et 977 couvertures **FRSI**.
- Navette Columbia : 31 000 tuiles **LRSI** et **HRSI**, du **RCC** et par la suite en 1990 du **Quilite (FRSI)** pour remplacer les tuiles **LRSI**.



Projet de bouclier gonflable :



La NASA lance une nouvelle technologie : un bouclier thermique gonflable nommé IRVE pour ralentir et se protéger au moment de l'entrée dans l'atmosphère aux vitesses hypersoniques. Un vol de test a été réussi avec succès

IRVE, était contenu sous vide dans un poids utile en charge de diamètre de 40 cm et a été lancé sur une petite fusée de sondage de la NASA . Fait de plusieurs couches de tissu industriel couvert de silicone, gonflé avec l'azote à une forme de champignon.

La fusée a pris environ quatre minutes pour amener le prototype à une altitude de 200 km. Moins d'une minute plus tard il a été sorti de sa couverture et a commencé à gonfler. Le déploiement du bouclier a pris moins de 90 secondes.

Les protections thermiques gonflables tiennent leur promesse pour des missions planétaires futures, selon des chercheurs. Plus grand le diamètre de la structure gonflable est, plus grand le poids utile en charge peut être.

3.3. Techniques de refroidissement dans l'industrie

3.3.1. Ondes et ondes de choc

Généralités :

Une onde est une propagation d'énergie sans transport de matière. Plus précisément, une onde est la propagation d'une perturbation qui modifie localement et temporairement les propriétés physiques lors de son passage. Physiquement parlant, une onde est un champ, c'est à dire une zone de l'espace dont les propriétés sont modifiées. Cette propagation évolue avec une vitesse déterminée qui dépend des caractéristiques du milieu de propagation.

Il existe plusieurs types d'ondes, on peut citer les ondes électromagnétiques comme la lumière, ou encore les ondes de choc qui nous intéressent ici.

Exemple d'onde : Les ronds dans l'eau



Une onde de choc est donc un type d'onde associé à une transition brutale. Mathématiquement, une onde de choc est associée à une transition discontinue. Cependant, en physique la notion de discontinuité n'a pas de sens. En effet, on pourra toujours associer à un phénomène une modèle continue valable (aussi proche de la réalité qu'on veut). Une onde de choc, c'est un champ où il y a une transition spatiale discontinue en mouvement. (Dans le cas de la surface du lac, une onde de choc serait un mur d'eau qui se déplace.)

Visualisation d'une onde de choc



Il existe deux types d'ondes de choc:

- Les ondes de choc compressives
- Les chocs sous-compressifs



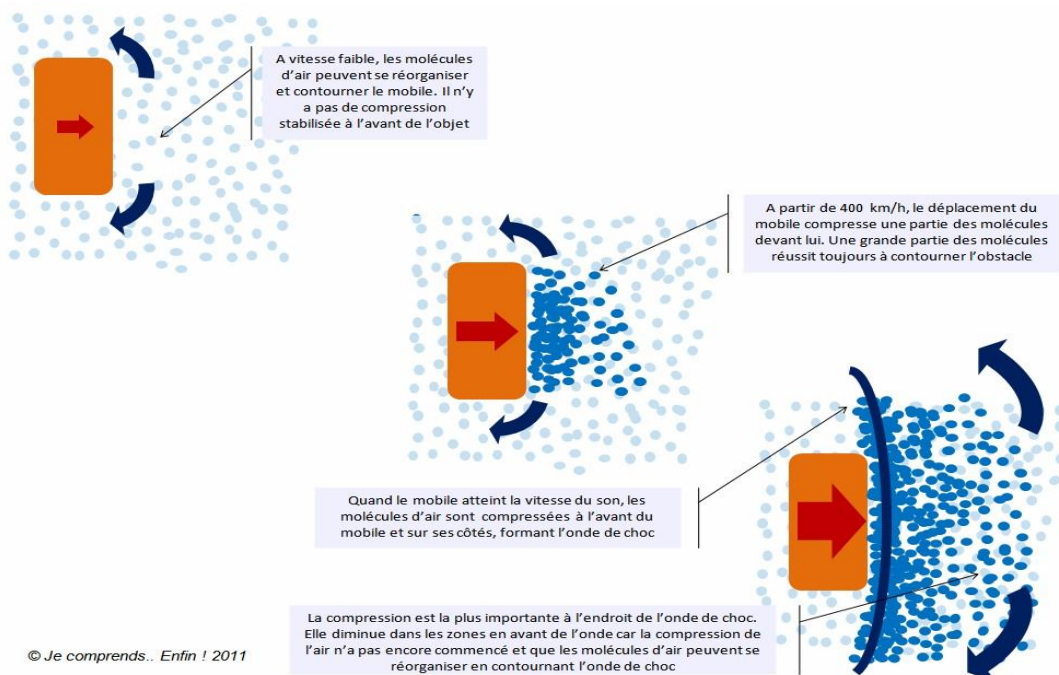
Ondes de chocs compressives :

Poisson:

Le premier à s'intéresser à l'interprétation mathématique des ondes de choc est Poisson. Il instaure un lien entre équations aux dérivées partielles et ondes de choc. Ce sont ces équations qui permettent d'étudier la dynamique des ondes, on parle de lois du mouvement des ondes.

Poisson explique que l'on peut décrire ce mouvement de façon intuitive: «chaque point de l'onde semble se déplacer à une vitesse caractéristique, si l'on suit l'onde à cette vitesse et en partant de ce point l'état de l'onde (hauteur...) ne change pas». Cependant, cette observation n'est pas valable dans le cas du son. Le son étant une onde de pression dans les gaz, les liquides ou les solides, la vitesse du son elle-même est donc aussi la vitesse de propagation des perturbations dans l'onde.

Concentrons-nous sur l'étude d'une vague. D'après Poisson, on peut prévoir à l'avance la forme que prendra l'onde à un instant connu. Par des études de vitesses, il met alors en valeur les ondes de choc compressives.



Peter Lax:

Qu'est ce qu'un choc compressif?

$V(\text{caractéristique à l'arrière du choc}) > V(\text{choc}) > V(\text{caractéristique à l'avant du choc})$, avec V , la vitesse.

On peut penser à une implosion. Cette inégalité est toujours vérifiée pour les ondes de choc acoustiques.

En résumé, un choc compressif est une onde de choc qui obéit à la condition de Lax.

Formation d'une onde de choc :

Si un objet se déplace dans un gaz, les molécules de ce gaz sont déviées autour de l'objet. Si la vitesse est beaucoup moins élevée que celle du son dans ce gaz, la densité du gaz reste constante et le flux de gaz autour de l'objet peut-être considéré comme constant et conserve son énergie. Maintenant, si la vitesse de l'objet approche celle du son, on doit considérer les effets de compression sur le gaz. La densité du gaz varie localement lorsque le gaz est comprimé au passage de l'objet.

Lorsque la compression se fait avec une faible variation du flux de gaz, le processus est réversible et l'entropie (mesure du désordre) est donc constante. Les changements de propriétés du flux sont ensuite donnés par les relations isentropique (=entropie constante).

Cependant, quand l'objet se déplace plus vite que la vitesse du son, et qu'il y a une brusque chute du flux de particules de gaz dans la zone de passage de l'objet, des ondes de chocs sont créées dans le flux. Les ondes de chocs sont de très petites régions dans le gaz où les propriétés du gaz changent brusquement. Autour d'une onde de choc, la pression, la température et la densité du gaz augmentent fortement et instantanément. Ces changements dans le gaz sont irréversibles et l'entropie du système tout entier augmente.

Dans le cas d'une navette spatiale ou d'un moteur de fusée ou d'avion, les conditions nécessaires pour qu'il y ait une onde de choc sont réunies, et ces ondes de chocs provoquent alors un échauffement très important qui nécessite des techniques de refroidissements indispensables au bon fonctionnement de l'appareil.

Nombre de Mach (Ma) :

Ernst Mach:

On ne peut étudier les ondes de façons mathématiques sans connaître l'existence du nombre de Mach qui se révèle très simple.

Ce nombre Ma s'exprime sans dimension.

$$Ma = \frac{U}{a}$$

Ma: nombre de Mach

U: vitesse de l'objet

a: vitesse du son dans le milieu

On dit qu'un avion vole à Mach 1 si sa vitesse est la même que celle du son.

L'avion vole à Mach 2 si sa vitesse est deux fois celle du son, etc.

3.3.2. Moteur-fusée

Introduction :

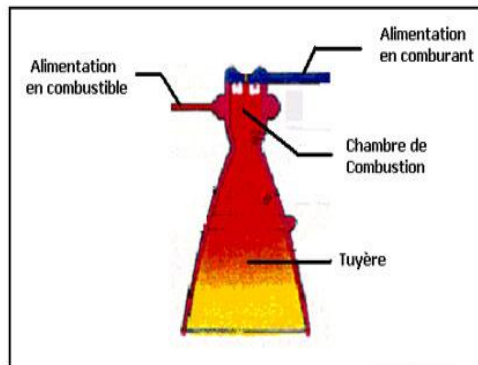
Un moteur fusée est un moteur à réaction. Il peut fonctionner à l'intérieur ou à l'extérieur de l'atmosphère terrestre. Ils embarquent un comburant et un carburant.

Il existe deux types de moteurs-fusées:

- moteur-fusée à ergols solides
- moteur-fusée à ergols liquides

Fonctionnement :

Un moteur fusée a un fonctionnement très simple. Deux ergols brûlent dans une chambre de combustion puis sont accélérées par une tuyère de Laval et sont éjectés à très grande vitesse par une tuyère.



Propriétés des moteurs-fusées :

1) Impulsion spécifique (en secondes) : durée de poussée fournie par 1kg d'ergol.

Plus cette impulsion est élevée, plus le rendement massique (du système) est bon.

Cependant, c'est la quantité de mouvement transmise à la fusée qui est importante (et non l'impulsion).

2) Débit massique = masse d'ergol consommée par u de temps.

3) Vitesse d'éjection des gaz donc vitesse atteinte par la fusée. $V_e = \sqrt{\frac{T \cdot R}{M} \cdot \frac{2k}{k-1} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P} \right)^{(k-1)/k} \right]}$

Grandeur	Définition	Unité
V_e	Vitesse de sortie du flux	m/s
T	Température (absolue) du flux	K
R	Constante universelle des gaz parfaits	J/mol/K
M	Masse moléculaire des ergols	kg/mol
$K = c_p/c_v$	Indice polytropique	\emptyset
c_p	Capacité thermique massique (à pression constante)	\emptyset
c_v	Capacité thermique massique (à volume constant)	\emptyset
P_e	Pression de sortie	Pa
P	Pression interne du flux	Pa

4) Poussée $F_n = \dot{m} V_e = \dot{m} V_{e-act} + A_e(P_e - P_{amb})$

5) Rapport poids/poussée. Plus le moteur est léger, plus sa poussée est importante

Grandeur	Définition	Unité
\dot{m}	Débit massique	kg/s
V_e	Vitesse d'éjection (effective)	m/s
V_{e-act}	Vitesse réelle de sortie	m/s
A_e	Aire du flux à la sortie	m ²
P_e	Pression statique de sortie	Pa
P_{amb}	Pression ambiante	Pa

3.3.3. Moteur à ergols solides

Qu'est ce qu'un ergol ?

On parle d'ergol dans le domaine astronautique. Un ergol est une substance (homogène) que l'on utilise seule ou accompagné d'autres substances pour fournir de l'énergie. Les ergols sont les produits de base utilisés dans un système propulsif à réaction. Ils sont composés d'un oxydant (comburant) et d'un réducteur (carburant ou combustible).

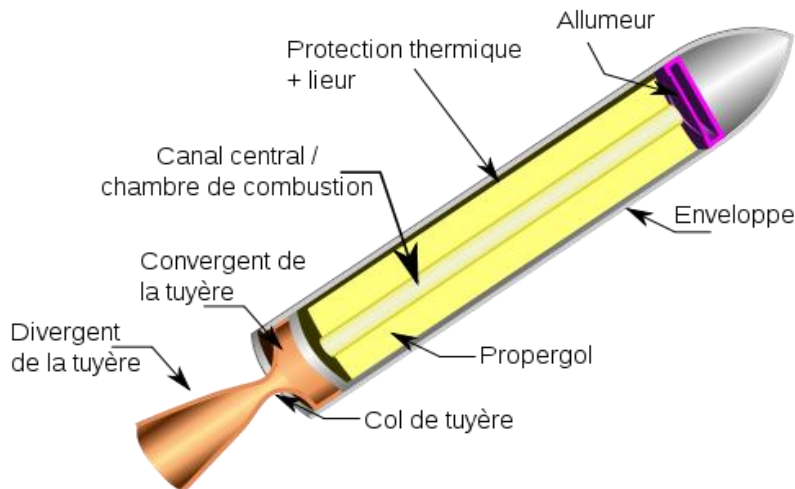
Les termes d'ergol et de propergol sont similaires.

Généralités :

Il existe plusieurs termes pour désigner une fusée qui utilise un propergol solide sous forme de poudre pour sa propulsion : propulseur à propergol solide ou fusée à propergol solide ou propulseur à poudre. Ce propulseur à propergol solide est composé d'une enveloppe contenant le propergol, d'un allumeur et d'une tuyère.

Ce type de propulseur est aujourd'hui utilisé pour à des fins militaires (missiles) ou pour les fusées. Dans les fusées, ils sont utilisés comme propulseur du 1^{er} étage en fournissant jusqu'à 90% de la poussée initiale de la fusée.

Fonctionnement :



«Le bloc de poudre est percé par un canal longitudinal qui sert de chambre de combustion. Lorsque le propulseur est allumé la surface du bloc de poudre côté canal se met à brûler en produisant des gaz de combustion sous haute pression qui sont expulsés par la tuyère»

Le fonctionnement d'un propulseur à propergol solide est lié au mélange chimique utilisé, à la maîtrise de la combustion du propergol et à la fabrication des blocs de poudre.

Il faut savoir qu'un propulseur à propergols solides est plus simple à concevoir qu'un propulseur à propergols liquides et qu'il peut fournir une quantité d'énergie très importante pour un coût assez faible. Un inconvénient réside dans le fait que son impulsion spécifique est deux fois plus faible qu'un propulseur à propergols liquides.

Description :

Composition du propergol solide :

Combustible et comburant, mais aussi le lieur, un agent de réticulation, un catalyseur et parfois un régulateur de combustion.

Une fois allumé, un propulseur à poudre ne peut plus s'arrêter de brûler. Ceci car la chambre de combustion contient tous les composants qui permettent d'entretenir la combustion. Cependant, il existe quelques propulseurs sophistiqués qui permettent de gérer cette combustion, de l'arrêter et de la relancer et d'orienter la poussée. Dans le cas des moteurs-fusées, certains propulseurs possèdent une tuyère orientable pour le guidage de la poussée.

Quelques mathématiques :

On conçoit un propulseur à propergol solide en fonction de la poussée souhaitée. Celle-ci détermine la masse d'oxydant et de réducteur nécessaire. En ce qui concerne la géométrie et le type de solide à utiliser, ceux-ci sont fixés en fonction du propulseur.

- La vitesse à laquelle se consume la poudre est fonction de la surface du bloc de poudre exposé et de la pression dans la chambre de combustion.

- La pression dans la chambre de combustion est calculée grâce au diamètre de la tuyère et de la vitesse de combustion de la poudre.
- La durée de combustion est déterminée par l'épaisseur de poudre. Celle-ci définie par le diamètre de la fusée et le diamètre de la chambre de combustion.

Une fois ces paramètres fixés, il est possible d'identifier la géométrie du bloc de poudre, de la tuyère et de l'enveloppe.

Géométrie du bloc de poudre :

Tout d'abord, il est important de rappeler que c'est la surface du bloc de poudre exposée dans la chambre de combustion qui brûle. En toute logique, la géométrie du canal traversant le bloc joue un rôle primordial dans la puissance du propulseur. Durant la combustion, la forme du canal évolue et modifie la superficie du bloc de poudre exposée à la combustion.

$$\dot{m} = p \cdot A_s \cdot b_r$$

Avec \dot{m} le volume de gaz généré en m^3

As la superficie instantanée en m^2

et b_r la vitesse de combustion en m/s

Une caractéristique de l'enveloppe d'un propulseur à propergol solide est que celle-ci doit être conçue pour résister à la pression et aux très hautes températures. Plusieurs types de matériaux conviennent pour la fabrication d'une enveloppe. Les propulseurs les plus puissants sont faits d'acier et leur enveloppe de fibre de carbone. Elle est souvent constituée de plusieurs segments pour permettre le chargement de la poudre. Bien entendu, les liaisons entre les segments sont les gros points faibles de l'enveloppe.

Il faut protéger l'enveloppe des gaz chauds et corrosifs, pour cela une protection thermique posée sur la paroi interne. De plus, entre cette protection et la poudre, un liant solidarise la poudre et l'enveloppe.

Tuyère :

Pour définir une tuyère, on peut dire qu'elle «accélère les gaz générés pour produire la poussée». Elle est construite dans un matériau qui résiste à très haute température, c'est-à-dire graphite ou carbone carbone.

Comme annoncé précédemment, dans certains cas de propulseurs la tuyère peut orienter la poussée. Pour cela, il s'agit de réactions chimiques entre le gaz produit par la combustion et un liquide injecté au niveau du col de la tuyère.



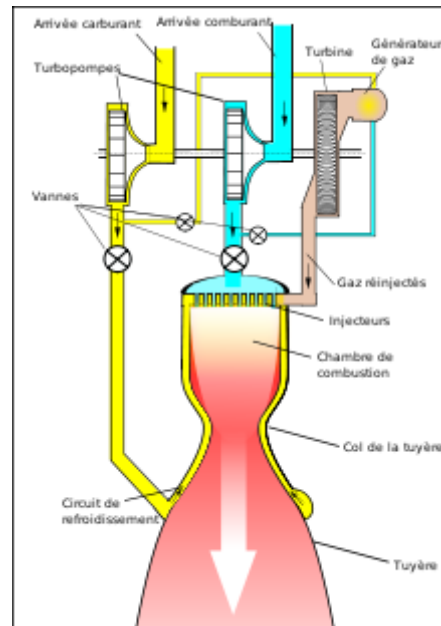
Impulsion spécifique d'un propulseur à propergol solide :

Elle indique pendant combien de temps un kilogramme de propergol produit une poussée de 9,81 N.

$$I_s = \frac{F}{g_0 \cdot q}$$

Grandeur	Définition	Unité
I_{sp}	Impulsion spécifique	s
F	Poussée	N
q	Débit massique d'éjection des gaz	kg/s
g_0	Accélération de pesanteur	m/s^2

3.3.4. Moteur à ergols liquides



Un moteur à ergols liquides fonctionne avec deux ergols : le comburant (qui déclenche la combustion) et le combustible (qui brûle). Premièrement, les deux liquides sont pompés par des turbopompes puis injectés sous forte pression dans la chambre de combustion. Leur combustion produit une quantité importante de gaz à haute température. Ces gaz sont accélérés grâce à une tuyère qui les éjecte à grande vitesse. Ainsi est créée la poussée. Les vitesses d'éjection sont très élevées, de 2000 à 3000 m/s. L'impulsion spécifique peut atteindre 500s selon les ergols choisis.

Bien que plus complexes que les propulseurs à poudre, les propulseurs à liquides présentent plusieurs avantages :

- Les propergols liquides sont plus énergétiques.
- La durée de fonctionnement peut être commandée.
- Ces moteurs peuvent être rallumés en vol.
- On sait concevoir des moteurs à poussée modulable.
- Avec des chambres refroidies, ils peuvent fonctionner longtemps.
- La qualification au sol est aisée, la fiabilité aisément démontrable.

Cependant la nécessité d'injecter les ergols sous forte pression dans la chambre de combustion complique la réalisation des moteurs-fusées à propergols liquides

Le moteur vulcain :

Le moteur Vulcain assure la propulsion de l'étage Principal Cryogénique d'Ariane 5. On dit qu'il fonctionne «à flux dérivé». Assurant une très forte poussée, ce moteur utilise la propulsion cryogénique obtenue par la combustion d'hydrogène et d'oxygène liquides. Ces combustibles, stockés à respectivement -183 C° et -253 C° , brûlent à plus de 3000 C° . Il va fonctionner durant un vol normal, 9min30.



L'alimentation du moteur se fait grâce à deux turbopompes (pompes à haute vitesse) :

- la pompe à hydrogène, qui tourne à 33000 tr/min. Elle développe une puissance de 15 MW soit 21000 chevaux. La pompe atteint, par paliers, des vitesses critiques où le rotor de la pompe (partie mobile) doit être parfaitement équilibré, d'où des études poussées.
- la pompe à oxygène tourne à 13000 tr/min. Elle développe une puissance de 3,7 MW. Toutefois, elle n'atteint pas de vitesse critique.

Ces deux pompes sont alimentées par une turbine dite générateur de gaz chauds. Cette turbine est comme une seconde chambre de combustion qui prélève environ 3% du combustible. Cette pompe permet de fournir l'énergie à la propulsion des deux pompes. Les gaz produits entraînent les pompes et sont ensuite rejetés par deux petits tubes situés de part et d'autre de la tuyère principale du moteur.

La poussée est obtenue par éjection à grande vitesse du débit de gaz produit par la combustion à haute pression (110 bar) et haute température (3 500 K) des ergols dans la chambre de combustion. L'oxygène liquide (comburant) et l'hydrogène liquide (carburant) sont introduits dans la chambre à raison de 200 et 600 litres par seconde à travers un injecteur frontal.

La poussée d'un turboréacteur peut être calculée approximativement à partir de l'équation:

$$F_{poussée} = \dot{m} \times (V_{sortie} - V_{entrée})$$

où

\dot{m} , débit massique de l'air passant dans le moteur, le débit du carburant étant négligeable (kg/s)

V_{sortie} , vitesse de sortie des gaz de la tuyère (m/s)

$V_{entrée}$, vitesse d'entrée des gaz dans le compresseur (m/s)

Du fait de la température élevée de combustion, la chambre de combustion et la tuyère doivent impérativement être refroidies.

Refroidissement du moteur vulcain

C'est au niveau de la chambre de combustion que la température est la plus élevée. Logique car c'est à cet endroit qu'ont lieu les réactions chimiques et la formation des gaz. Cette chambre de combustion est donc refroidie par de l'hydrogène liquide qui circule dans

360 canaux usinés dans la paroi. La tuyère est elle aussi refroidie de la même façon par 456 tubes enroulés en hélice. Cet enroulement destiné à refroidir la tuyère s'appelle le dump cooling.

Comme vu précédemment, deux turbopompes sont présentes dans un moteur-fusée à ergols liquides. L'une d'elle est dite à oxygène et l'autre à hydrogène. L'oxygène (liquide), situé dans un réservoir, atteint dans la turbopompe une pression qui lui permet d'être injecté dans la chambre de combustion par des injecteurs. De même pour l'hydrogène (liquide), situé dans un autre réservoir. Cependant l'hydrogène, avant d'être injecté dans la chambre, traverse des canaux qui entourent la cuve (= la chambre de combustion). Les canaux sont au nombre de 360. Ce refroidissement évite donc la fusion de la cuve de cuivre.

On appelle ce type de refroidissement, un refroidissement régénératif. Il permet de transférer à l'ergol, ici l'hydrogène, la chaleur de la paroi. Cela implique donc une très bonne maîtrise des transferts thermiques. D'une part, des produits de combustion vers la paroi interne de la chambre de combustion, et d'autre part, de la paroi externe de la chambre à l'ergol de refroidissement. Il faut savoir que l'ergol de refroidissement peut changer de phase lors de son échauffement. L'hydrogène par exemple devient gazeux au dessus de 20K.

Aujourd'hui, les études industrielles sont donc basées sur la prévision la plus précise possible des transferts thermiques. Après cela, on cherche à concevoir des dispositifs de protections thermiques ou de refroidissement des parois qui correspondent à ces transferts

Refroidissement de la tuyère :

Les gaz sortent de la chambre de combustion à des températures extrêmement élevées, plus de 3000K pour le moteur Vulcain, il est donc impératif de concevoir un système de refroidissement efficace.



Une des techniques de refroidissement est le film cooling, refroidissement par film en français ou encore refroidissement pelliculaire.

Il s'agit de refroidir une surface portée à très haute température par projection continue sur cette surface d'une couche mince de fluide (liquide ou gaz) réfrigérant.

Le but de cette technique étant de créer une couche (de gaz ou de liquide, plutôt de gaz dans le cas d'une tuyère car liquide impossible, température trop élevée) protectrice entre les gaz chauds émanant de la chambre de combustion et la surface de la tuyère à refroidir. L'efficacité d'un tel procédé est influencée par plusieurs paramètres dont le taux d'injection, la forme des orifices d'injection et l'inclinaison des trous à travers lesquels l'air est injecté. Un autre paramètre géométrique très important réside dans la zone à refroidir.

Plus spécialement le bord d'attaque de l'aube avec sa forme arrondie présente la zone la plus fragile du processus. Ceci est dû principalement au point de stagnation exposé aux très hautes températures des gaz chauds, la direction du jet qui est pratiquement en sens opposée par rapport à l'écoulement principal et enfin à l'épaisseur de la couche limite très mince dans cette région.

Dans le cas d'un moteur de fusée, comme le moteur Vulcain, la tuyère (surtout au niveau du col, zone très "exposée") est donc percée de petits trous par lesquels un peu d'un des ergols (souvent le combustible) est injecté.

Tout le comburant injecté dans la chambre de combustion réagit avec le combustible en provenance des injecteurs principaux. Il ne reste donc pas de comburant pour brûler le supplément de combustible injecté près de la paroi. Ce supplément de combustible ne brûle donc pas et sert à former un fin matelas (un film) de gaz plus froid au contact de la paroi qui ainsi protégée.

La technique de refroidissement par film cooling est actuellement celle qui donne les meilleurs résultats.

3.3.5. Refroidissement par rayonnement

Depuis peu, le refroidissement par rayonnement est d'actualité en Europe et Amérique du Nord. En effet, ce type de refroidissement permet de réduire la consommation d'énergie.

Le chauffage par rayonnement fonctionne de la façon suivante: l'énergie s'éloigne de la surface chauffée et se dirige vers la zone la plus froide. Le refroidissement par rayonnement fonctionne de façon opposée. L'énergie va de la zone froide vers la zone chaude.

Exemple du moteur Merlin Vacuum

La chambre de combustion est refroidie par la circulation d'un ergol en périphérie, comme étudié précédemment . L'extrémité inférieure de la tuyère, elle, évacue la chaleur par rayonnement.

4. CONCLUSIONS ET PERSPECTIVES

Nous avons pu au cours de ce projet de P6-3, découvrir les différentes techniques de refroidissement dans l'industrie ainsi que les protections thermiques mises en place, surtout dans le domaine de l'aérospatial. Ces procédés sont essentiels pour la protection d'engins rencontrant des températures auxquelles aucun matériau ne peut résister. On rencontre aussi ces techniques dans la vie quotidienne, dans le domaine automobile par exemple.

Pour résumer, nous pouvons dire qu'il existe deux parties essentielles d'un engin spatiale à protéger thermiquement et à refroidir, l'extérieur et le moteur. L'extérieur d'une navette spatiale est donc refroidie grâce à la technique de refroidissement par ablation qui consiste à disposer plusieurs couches de tuiles et de couvertures protectrices autour de la navette en fonction des besoins de résistance. En ce qui concerne le moteur, il y a deux parties à refroidir, la chambre de combustion refroidit grâce au dump cooling et la tuyère refroidit essentiellement par film cooling.

L'EC de P6.3 correspond au premier projet de groupe à connotation scientifique que nous avons eut à réaliser dans notre cursus scolaire à l'INSA. Nous avons donc tous beaucoup appris pendant cette matière. Pour chacun des membres du groupe, ce projet a permis de développer plusieurs qualités indispensables à un ingénieur, notamment au niveau du travail en équipe mais aussi l'esprit de curiosité.

En effet, il a fallu attribuer à chacun des tâches tout en restant informés du travail des autres membres et de l'avancement général du projet. Une bonne cohésion a ainsi permis d'avoir un groupe soudé.

Ce projet nous a aussi permis de découvrir le travail de recherche sur un thème. Il nous a fallu faire attention à rester dans le sujet et à creuser les bonnes pistes. De plus, il fallait savoir restreindre notre champ de recherche car l'intitulé du sujet est assez vaste et nous n'avions bien évidemment pas le temps d'inspecter toutes les pistes de recherche.

D'un point de vue scientifique, ce projet nous a permis d'avoir une approche concrète de certains cours que nous avons pu suivre jusque là.

Nous avons aussi pu approfondir , voir découvrir , nos connaissances sur les techniques de refroidissement dans l'industrie aéronautique et aérospatiale qui nous seront profitables en tant que futurs ingénieurs.

5. BIBLIOGRAPHIE

Onde de choc :

http://fr.wikipedia.org/wiki/Onde_de_choc

Mur du son :

http://fr.wikipedia.org/wiki/Mur_du_son

Moteur à ergols liquides :

<http://www.educnet.education.fr/orbito/lanc/moteurs/mot1.htm>

Moteur Vulcain :

<http://merlay.pagesperso-orange.fr/ariane/ar5/3vulcain.html>

http://fr.wikipedia.org/wiki/Vulcain_%28moteur-fus%C3%A9e%29

Propulseur à propergols solides :

http://fr.wikipedia.org/wiki/Propulseur_%C3%A0_propergol_solide

Refroidissement moteur Vulcain :

http://www.capcomespace.net/dossiers/espace_europeen/ariane/ariane5/moteur_vulcain2.htm

<http://archives.lesechos.fr/archives/2003/LesEchos/18818-101-ECH.htm>

Refroidissement :

<http://archedenoelle.free.fr/Vulcain.htm>

<http://www.inca-combustion.fr/phenomenes.html>

Site de la Nasa : <http://www.nasa.gov/>

<http://www.techno-science.net/?onglet=glossaire&definition=8169>

http://www.capcomespace.net/dossiers/espace_europeen/ariane/ariane5/moteur_vulcain.htm

http://www.capcomespace.net/dossiers/espace_europeen/ariane/ariane5/moteur_vulcain2.htm

<http://www.seneauto.com/docs/refroidissement.pdf>

[http://fr.wikipedia.org/wiki/Ablation_\(astronautique\)](http://fr.wikipedia.org/wiki/Ablation_(astronautique))

http://en.wikipedia.org/wiki/Ablative_heat_shield#Ablative

<http://www.buran.fr/bourane-buran/bourane-consti-bouclier.php>

http://en.wikipedia.org/wiki/Heat_shield

http://en.wikipedia.org/wiki/Space_Shuttle_thermal_protection_system

<http://www.techniques-ingenieur.fr/base-documentaire/energies-th4/transferts-thermiques-42214210/transfert-en-changement-de-phase-be8238/considerations-basiques-sur-la-condensation-be8238niv10001.html#1.1>

<http://www.techniques-ingenieur.fr/base-documentaire/environnement-securite-th5/technologies-de-l-eau-ti860/gestion-industrielle-de-l-eau-pour-la-production-d-energie-nucleaire-w9200/rappel-sur-les-centrales-nucleaires-w9200niv10001.html#1.2>

http://www.capcomespace.net/dossiers/espace_US/shuttle/sts/orbiter_TPS.htm

<http://fr.wikipedia.org/wiki/Port%C3%A9e>

http://www.futura-sciences.com/fr/definition/t/physique-2/d/trainee_3568/

<http://www.mecaflux.com/trainee.htm>

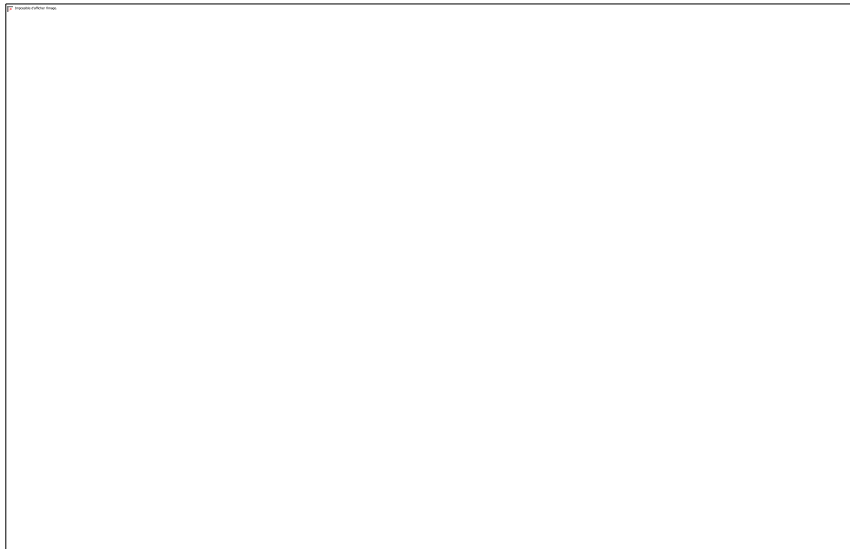
<http://www.linternaute.com/science/technologie/photo/skylon-en-route-vers-le-commerce-spatial/penetration-delicate-dans-l-atmosphere.shtml>

<http://www.linternaute.com/science/technologie/photo/skylon-en-route-vers-le-commerce-spatial/penetration-delicate-dans-l-atmosphere.shtml>

6. ANNEXES

6.1. Système de refroidissement des centrales nucléaires

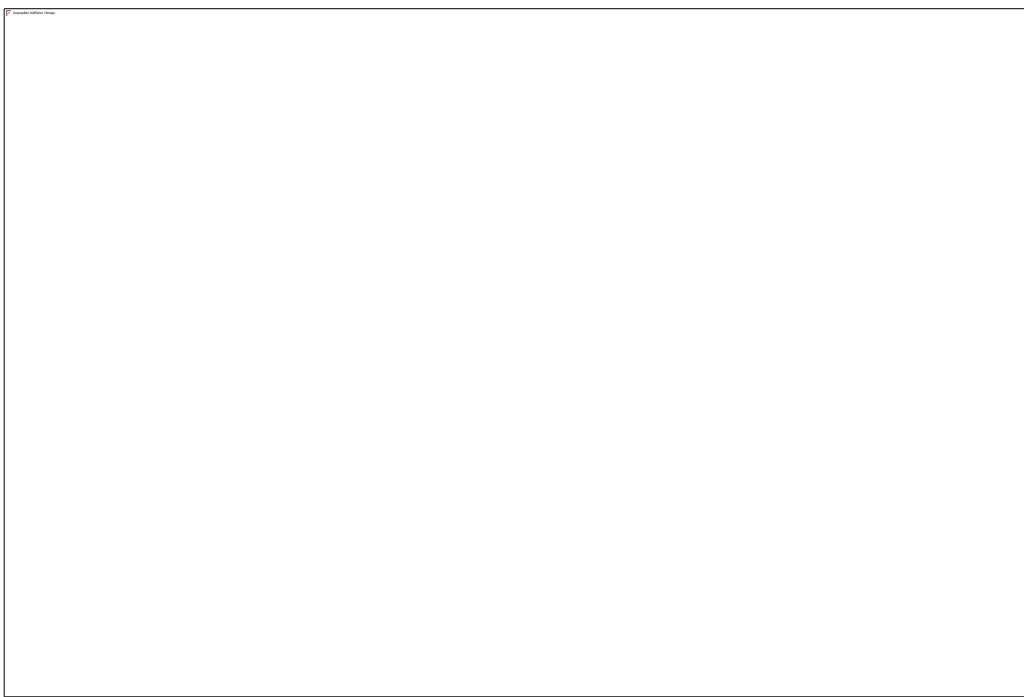
Dans le cadre de nos recherches sur les techniques de refroidissement dans l'industrie, nous avons abordé le cas du système de refroidissement des centrales nucléaires. Cette partie ne faisant pas partie de notre sujet, nous avons choisi de la mettre en annexe. Cela pourrait faire l'objet d'un futur projet.



Condenseur :

Il est formé de plusieurs tubes dans lesquels, circule de l'eau froide. La vapeur provenant du réacteur nucléaire, va produire de l'électricité via une turbine puis va être refroidie pour passer à l'état liquide, par le biais du condenseur.

Cycle thermodynamique d'une centrale nucléaire :



Le passage de l'eau dans le condenseur est représenté de A vers B sur le diagramme T/s.
C'est une condensation isobare à 0.01 MPa.

• A l'entrée du condenseur :

Température(°C)	Pression (Mpa)	Enthalpie(kJ.kg-1)	Entropie(kJ.kg-1.K-1)	Titre en vapeur x
46	0.01	2270	7.2	0.88

• Par lecture sur le diagramme à la sortie du condenseur :

Température(°C)	Pression (Mpa)	Enthalpie(kJ.kg-1)	Entropie(kJ.kg-1.K-1)	Titre en vapeur x
46	0.01	193	0.652	0

• Coefficient d'échange thermique h :

$$Q = hS \Delta T$$

Q est la puissance thermique (en W) et S la surface nominale (en m²) participant à l'échange thermique.

ΔT différence de température conduisant à l'échange thermique

La puissance thermique par unité de surface q'' est appelée densité de flux thermique :

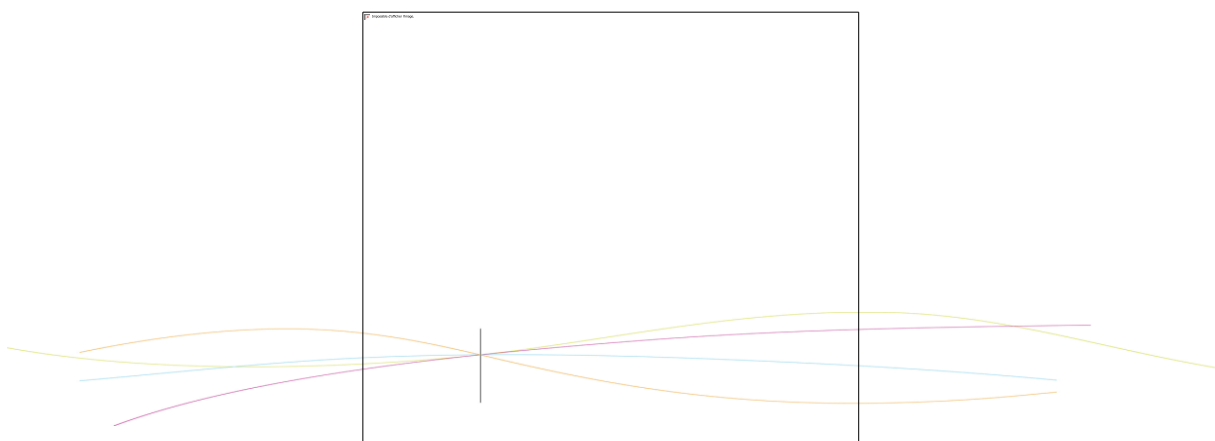
$$h_x = \frac{q''_x}{(T_i - T_p)_x}$$

T_i = température de la vapeur

T_p = température de l'eau de la rivière

Toutes les variables dépendent de x, car la température peut varier le long de la paroi

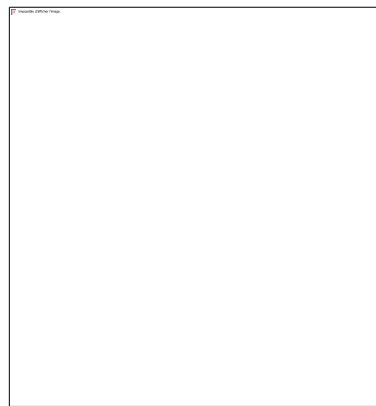
Pour une paroi de longueur L et de largeur b on obtient : $Q = \int_0^L h_x \cdot (T_i - T_p)_x \cdot b \cdot dx$



• On peut alors définir une différence de température moyenne : $\Delta T_m = \overline{(T_i - T_p)} = \frac{1}{L} \int_0^L h_x \cdot (T_i - T_p)_x \cdot dx$

• Et un coefficient d'échange moyen : $\bar{h} = h_m = \frac{Q}{S \cdot \Delta T_m}$

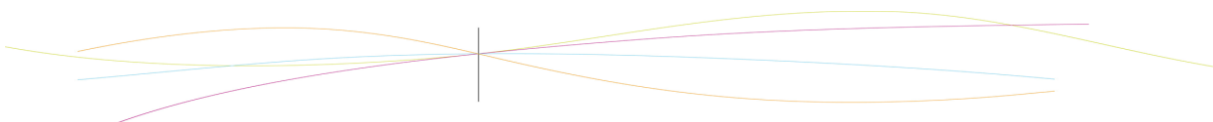
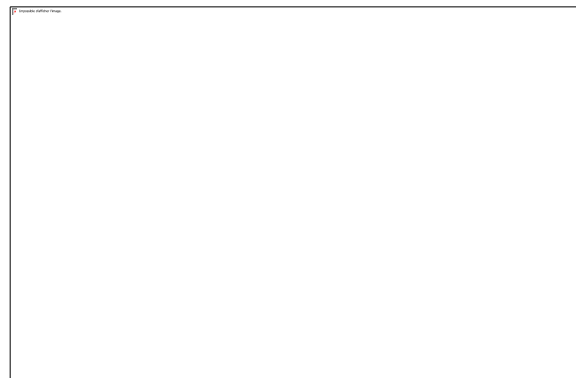
Tour de refroidissement :



L'eau sortant du condenseur a parfois besoin d'être encore refroidie, c'est pour cela que l'on utilise des tours de réfrigération.

- Diamètre à la base = 155 m
- Hauteur = 178 m

L'eau échauffée provenant du condenseur, répartie à la base de la tour, est refroidie par le courant d'air ascendant dans la tour. L'essentiel de cette eau retourne vers le condenseur ou dans le court d'eau, une petite partie s'évapore dans l'atmosphère, 1,5 %, soit 0,5 m³/s pour une tranche de 900 MW, ce qui provoque ces panaches blancs caractéristiques des centrales nucléaires.



Nécessité :

- ▶ Accident de la centrale nucléaire de Fukushima :
 - 1) Panne du réseau électrique
 - 2) Interruption du système de refroidissement
 - 3) Température du cœur du réacteur monte à plus de 700 degrés, la pression passe de 400kPa à environ 840kPa en quelques heures
 - 4) Fonte des gaines des barreaux de combustible
 - 5) Fusion du cœur du réacteur

6.2. Refroidissement automobile

Les combustions répétées surchauffent les pièces en contact (piston, cylindre, soupape) et se diffusent sur l'ensemble des pièces mécaniques du moteur. Il faut donc les refroidir sous peine de destruction. Pour un bon fonctionnement, les moteurs à explosion ont besoin d'une température régulière et adaptée.

6.2.1. Refroidissement à air

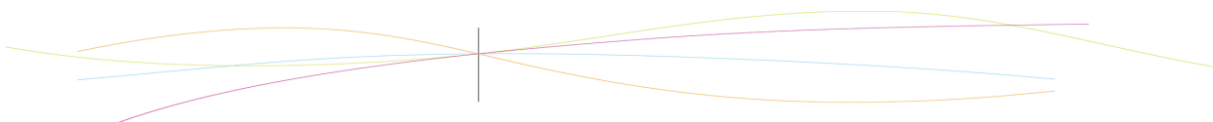
Ce type de refroidissement est surtout utilisé pour les moteurs équipant les vélomoteurs et motocyclettes de faible cylindrée, mais aussi sur des automobiles, comme certaines Porsche, GS, la 2CV ou la Coccinelle. Le refroidissement par air est aussi majoritaire pour les moteurs à pistons équipant les avions.

Le refroidissement à air a longtemps été la référence pour les moteurs de motocyclettes (même s'il a toujours existé des moteurs de motocyclettes à refroidissement liquide) mais les problèmes entraînés par le haut rendement de ces moteurs (casse, usure prématurée) ont conduit à la quasi généralisation du refroidissement liquide malgré les avantages spécifiques pour la motocyclette du refroidissement à air (encombrement, poids, simplicité, prix).

Il peut être optimisé par l'utilisation d'un ventilateur dont la présence ne révèle toutefois pas toujours un refroidissement à air car il dissipe parfois la chaleur du radiateur d'un système de refroidissement liquide. Le refroidissement par air convient mieux aux températures extrêmes d'ambiance, très chaudes ou sous zéro, mais surtout en usage aéronautique où elles ont causé quelques problèmes par refroidissement trop intensif et rapide dans certaines situations (en anglais: shock cooling)

Refroidissement liquide

Dans le moteur, l'eau entraînée par une pompe circule autour des cylindres entourés d'une chemise, l'eau est refroidie par contact direct avec l'air ambiant. Plus tard, on ajouta à l'eau différents adjuvants qui devint alors le liquide de refroidissement.



Dans ce système, l'eau sert d'agent de transmission de la chaleur en l'intérieur du moteur et l'air extérieur: c'est le principe de « l'échange de température ».

Le plus chaud cédera des calories au plus froid : le liquide de refroidissement qui se trouve dans les

chambres aménagées au sein du moteur doit être refroidi après avoir absorbé la chaleur dégagée par ce dernier.

La culasse et le bloc moteur comportent des chambres des chambres dans lesquelles circule le liquide

de refroidissement (à base d'eau déminéralisée et d'antigel).

Cette circulation est assurée par une pompe à eau et par la différence de masse volumique (thermosiphon).

6.2.2. Refroidissement par huile

Tous les moteurs à combustion interne utilisent déjà un liquide pour la lubrification des pièces en mouvement, l'huile qui circule, propulsée par une pompe, il suffit donc de faire circuler ce liquide dans les zones les plus chaudes et, surtout, d'en assurer le refroidissement correct.

Tous utilisent plus ou moins le refroidissement par huile : carter d'huile bas moteur ventilé, parfois muni d'ailettes, un petit radiateur d'huile.

Avantages : les canalisations, pompe, radiateur indépendant et liquide, spécifiques au refroidissement deviennent inutiles. Cela permet un net gain de poids et une plus grande simplicité de conception.

Inconvénients : l'huile transporte moins bien la chaleur que l'eau et les spécificités de ces huiles les rendent plus coûteuses pour l'utilisateur. De plus, le graissage du moteur est moins performant (à isopérimètre) car il y a des pertes de charges dues à la circulation dans le radiateur d'huile.

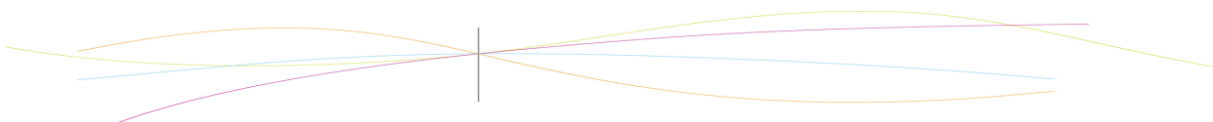
b. Le circuit de refroidissement liquide

Le fonctionnement du moteur à combustion interne dégage de la chaleur. Ceci est dû essentiellement à :

- La combustion des gaz dans le cylindre
- Aux frottements mécaniques des pièces

L'élévation de température du moteur a pour effet :

- De dilater les pièces
- De modifier les propriétés des matériaux
- D'altérer le lubrifiant



- De modifier les conditions de carburation

Le circuit de refroidissement a généralement 3 fonctions :

- Evacuer les calories
- Réguler la température de fonctionnement du moteur
- Assurer le chauffage de l'habitacle

1) Le thermostat ou calorstat

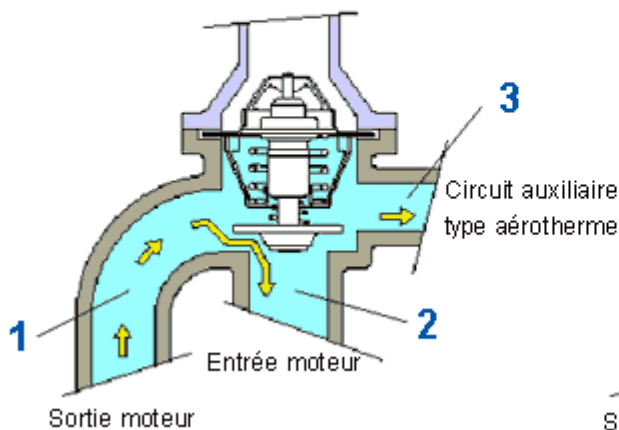
Le
de
une



rôle du thermostat est de permettre au liquide de refroidissement d'atteindre rapidement la température idéale pour le bon fonctionnement du moteur et de s'y maintenir. Le thermostat à cire utilise les propriétés de dilatation d'une matière composée de cire, de pétrole et poudre de cuivre. Ces matériaux ont une bonne conductibilité thermique. Cette matière, enfermée dans capsule augmente de volume en devenant pâteuse quand la température augmente. Elle se contracte en se solidifiant.

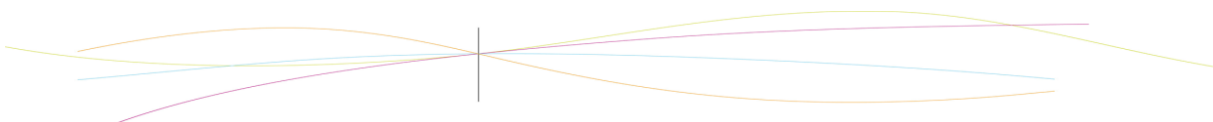
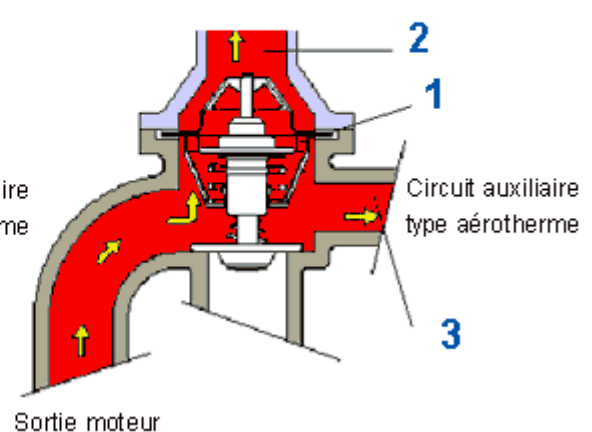
THERMOSTAT FERMÉ
(moteur froid)

Sortie vers Radiateur



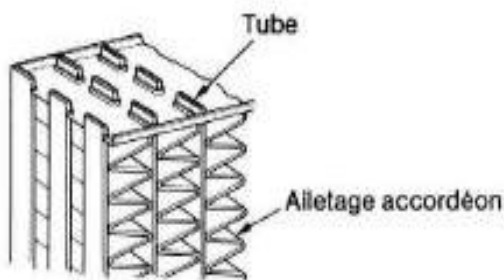
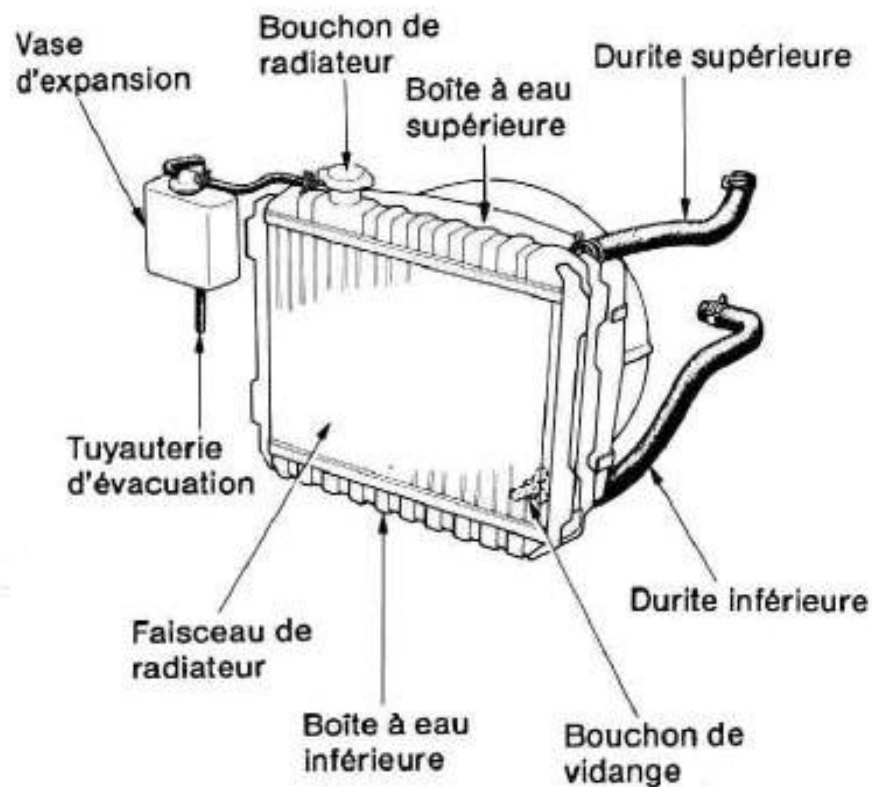
THERMOSTAT OUVERT
(moteur chaud)

Sortie vers Radiateur



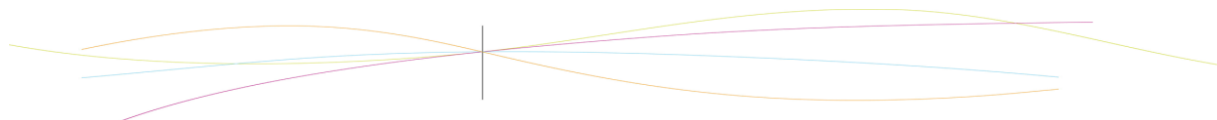
2) Le radiateur de refroidissement

Le radiateur refroidit le liquide de refroidissement qui a été chauffé dans les passages d'eau du bloc moteur. Le radiateur se compose d'une boîte à eau supérieure, d'une boîte à eau inférieure, et entre ces deux boîtes à eau, d'un faisceau de tubes. Le liquide de refroidissement arrive dans la boîte à eau supérieure par la durite supérieure, cette boîte à eau supérieure comporte également un bouchon qui permet de faire l'appoint du liquide de refroidissement. Cette boîte à eau est également reliée, par une tuyauterie souple, à un vase d'expansion où le liquide de refroidissement en excédent est récupéré. La boîte à eau inférieure comporte une sortie et un bouchon de vidange.



Le faisceau de radiateur se compose d'un grand nombre de tubes à l'intérieur desquels s'écoule le liquide de refroidissement entre la boîte à eau supérieure et la boîte eau inférieure. Entre ces tubes est disposé un ailetage, les calories sont transmises par le liquide de refroidissement à cet ailetage, lui-même refroidi par le passage de l'air que

provoque l'action du ventilateur et le déplacement du véhicule.



3) La vase d'expansion et sa soupape de sécurité

Le rôle du vase d'expansion (réservoir de trop plein) est de compenser les variations de volume du liquide de refroidissement et de permettre la mise sous pression du circuit. Le vase d'expansion est relié au radiateur par la tuyauterie de trop plein ou intégré au radiateur ou encore intégré dans le circuit.

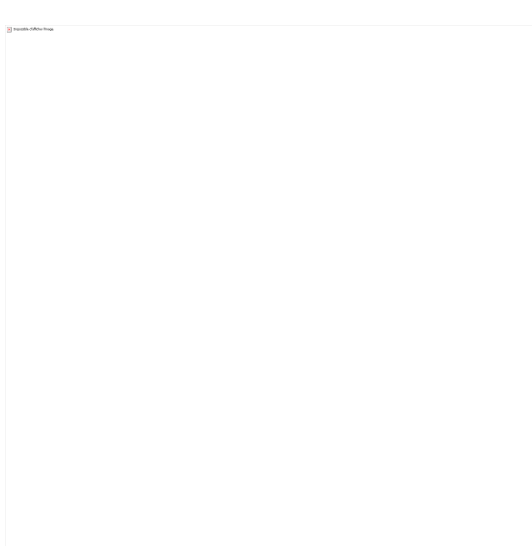


Illustration 2: Moteur Froid

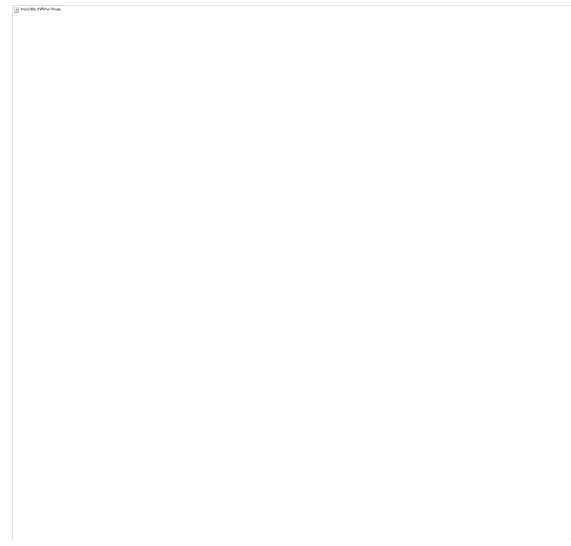
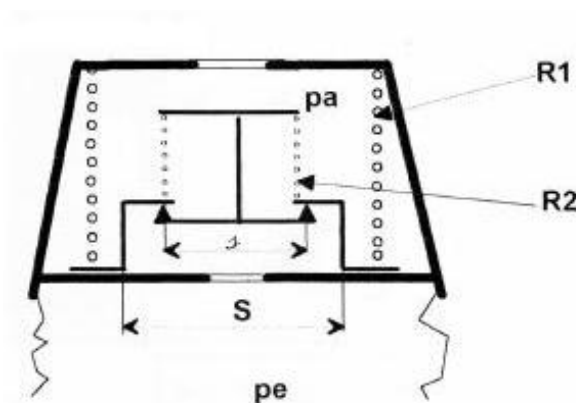
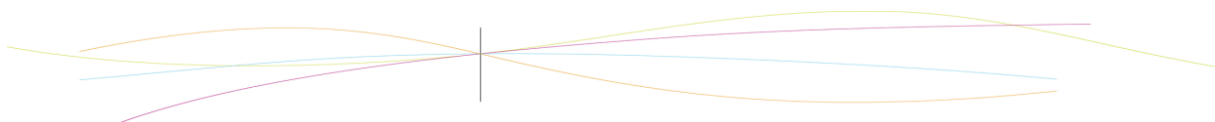


Illustration 1: Moteur chaud

Le rôle de la soupape de permettre au liquide de refroidissement d'atteindre température supérieure à ébullition. Le bouchon comporte un clapet de tarage de dépression. A mesure que augmente et que le volume du refroidissement augmente, il montée de la pression. pression dépasse une valeur (0,8 à 1,4 bars), le clapet de permettant ainsi à la pression



sécurité est de une 100°C sans étanche et un clapet la température liquide de y a également Lorsque cette déterminée tarage s'ouvre,



excédentaire de s'échapper par la tuyauterie de trop-plein. Après arrêt du moteur, la température du liquide de refroidissement diminue. Le clapet à dépression s'ouvre alors, permettant l'arrivée d'air pour éliminer la dépression dans le radiateur. En conséquence, le liquide de refroidissement présent dans le radiateur est à la pression atmosphérique lorsque le moteur a entièrement refroidi.

