

prochus@ulg.ac.be
v.rochus@ulg.ac.be

Contrôle thermique spatial

Véronique ROCHUS
Pierre ROCHUS
ULg

Contrôle thermique

Digressions préliminaires

De la modélisation du comportement humain

Monsieur Blackbody est un "homme" exemplaire qui sert de référence aux psychologues. Il est très convivial et échange facilement avec ses voisins : "Tous les cadeaux (quel que soit le prix v et quelle que soit l'origine $\bar{\theta}$ (de la famille, des amis, d'étrangers) qu'on lui donne, il les accepte et les garde" sans «réfléchir».

Plus on lui donne de cadeaux, et plus il est heureux. Son "état de bonheur" est mesuré par un traitement «statistique de psychologue» et est caractérisé par un nombre T . Plus on lui donne de cadeaux, et plus il a chaud au cœur, et plus T est élevé.

Tous les «Blackbody» ont un comportement identique et ce comportement est pris comme référence par les psychologues qui ont une théorie comportementale des «Blackbody» à laquelle on se réfère pour décrire le comportement de chacun. Le comportement de «Blackbody» est un comportement idéal qui ne se retrouve pas souvent.

Monsieur «Anybody» est en fait «moins possessif», plus sélectif ; il n'accepte pas tous les cadeaux qu'on lui présente, car il «réfléchit». La proportion de cadeaux qu'il accepte, dépend en fait du prix v et de son origine $\bar{\theta}$. Les cadeaux qu'il n'accepte pas, il les redistribue directement à $\bar{\theta}'$.

Les cadeaux qu'il accepte, le mettent aussi dans un état de bonheur que les psychologues peuvent chiffrer par T .

Chaque Anybody a un comportement propre et il n'existe pas de théorie universelle comportementale pour décrire le comportement des Anybody. Ce qu'on peut dire cependant, c'est que pour un même état de bonheur T , Monsieur Blackbody est toujours plus généreux que Monsieur

Anybody, quels que soient le prix v ou la destination du cadeau $\bar{\theta}'$: Blackbody dans l'état T , offre plus de cadeaux de prix v à $\bar{\theta}$ que

Anybody dans le même état de bonheur T . Blackbody dans un état T , distribue ses cadeaux de façon uniforme entre ses destinataires $\bar{\theta}'$; ce qui n'est pas nécessairement le cas pour Anybody qui répartit ses cadeaux de façon non uniforme, parce qu'il «réfléchit» à ce qu'il fait.

Le principe de bonne entente veut qu'à l'équilibre, lorsque tout le monde est dans le même état de bonheur T , chaque Anybody donne un pourcentage (<1) de ce que donnerait Blackbody dans le même état T . Ce pourcentage est fonction du prix v et de la destination $\bar{\theta}$ et est égal au pourcentage que Anybody a accepté, des cadeaux de prix v , et venant de $\bar{\theta}$. Cette égalité des pourcentages est une loi universelle

démontrée par le psychologue Kirchhoff et n'est valable qu'à l'équilibre (Tout le monde est dans le même état T) et pour chaque couple $(v, \bar{\theta})$ spécifique. L'égalité n'est pas démontrée pour des pourcentages globalisés ; elle n'est d'ailleurs pas correcte en général lorsque les paramètres sont globalisés. Récemment, un psychologue a montré que cette égalité des pourcentages par prix et destinataire est valable hors équilibre (Tout le monde ne doit pas être dans le même état de bonheur) ; il base sa justification sur l'invariance des comportements humains vis à vis d'un renversement du temps c'est - à - dire qu'une scène muette impliquant plusieurs intervenants peut être projetée à l'envers et avoir une signification.

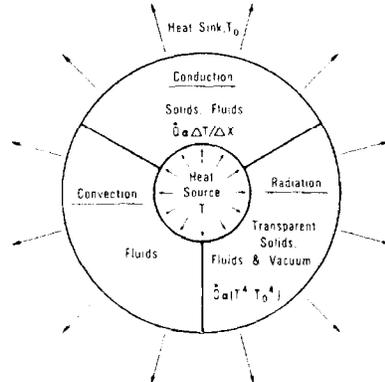
Comme le comportement de chaque humain est très complexe et très diversifié, les « psychologues » ont décidé de décrire quelques modèles théoriques : le modèle comportemental d'un personnage purement hypothétique, Monsieur « Grayhair ». Les Grayhair acceptent un certain pourcentage des cadeaux qui leur arrivent et ce pourcentage est identique quel que soit le prix v du cadeau. Ce pourcentage d'après le psychologue Kirchhoff, représente également le pourcentage des cadeaux qu'il donne par rapport à ce que donnerait Blackbody dans le même état de bonheur T .

Pour décrire le comportement d'un individu quelconque, les psychologues prennent le modèle de type Grayhair le plus proche possible, en faisant parfois deux catégories de cadeaux : les cadeaux luxueux et les cadeaux à bas prix pour lesquels Monsieur Grayhair aurait un comportement différent.

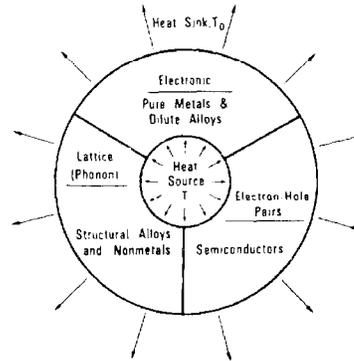
Contrôle thermique

Introduction

On connaît trois modes d'échange de chaleur correspondant à trois phénomènes physiques différents: **conduction thermique, convection thermique et rayonnement thermique**. (Voir Annexe 1 pour l'influence du niveau de vide)



Heat transport mechanisms. Whereas relatively simple expressions can be given for heat transfer by conduction and radiation, convection is dependent on fluid specific heat, its rate of motion, temperature difference, as well as boundary layer phenomena.



Heat conduction mechanisms. The total conduction in solids is the sum of the above components. Types of material exhibiting each mode of conduction are indicated.

Quelques commentaires : La connaissance des modes de conduction thermique est importante quand on veut extrapoler de « façon théorique » la conductivité thermique aux basses températures.

Il est plus difficile de réaliser un bon isolant thermique qu'un bon isolant électrique (comme les gaines isolantes des câbles électriques). ($\sigma_{\text{elec, max}} / \sigma_{\text{elec, min}} = 10^{23}$ à 10^{18} tandis que $k_{\text{therm, max}} / k_{\text{therm, min}} = 10^5$)

Les meilleurs conducteurs thermiques sont nanotubes de C et diamants (liaison covalente !).

La **loi de Wiedemann-Franz** apporte une preuve de l'existence de ce gaz d'électrons dans le métal (valable pour un métal pur ou faiblement allié) et définit un rapport linéaire avec la température absolue :

$k_{\text{therm}} / \sigma_{\text{elec}} = L T$. Cette loi permet de mesurer expérimentalement la conductivité thermique d'une pièce (support d'un instrument) en réalisant plutôt la mesure de la conductivité électrique, ce qui est plus facile à réaliser à cause de la difficulté d'isoler thermiquement à l'air (convection parasite) ou avec un isolant (convection et conduction parasites)).

Compléments d'information disponibles à la demande.

Contrôle thermique

Exercices d'application introductifs

Température d'une sphère dans l'espace hors atmosphère terrestre:

Si nous supposons que le flux terrestre et le flux albédo sont négligeables à l'altitude où se trouve la sphère (en général ceci est vrai pour une altitude supérieure à 1500 km), le flux solaire absorbé est :

$$P_a = S_1 \alpha_s C_s \quad \text{avec } S_1 = \pi R^2$$

La puissance rayonnée par la sphère est :

$$P_r = S_2 \varepsilon \sigma (T^4 - 5^4) \approx S_2 \varepsilon \sigma T^4 \quad \text{avec } S_2 = 4\pi R^2$$

À l'équilibre, on a :

$$P_a = P_r$$

$$S_1 \alpha_s C_s = S_2 \varepsilon \sigma T^4$$

$$T = \sqrt[4]{\frac{S_1 \alpha_s C_s}{S_2 \varepsilon \sigma}} = \sqrt[4]{\frac{\alpha_s C_s}{4 \varepsilon \sigma}}$$

Nous voyons donc que la température d'équilibre T_e ne dépend que du rapport α_s/ε donc des caractéristiques thermo-optiques de la face externe de la sphère.

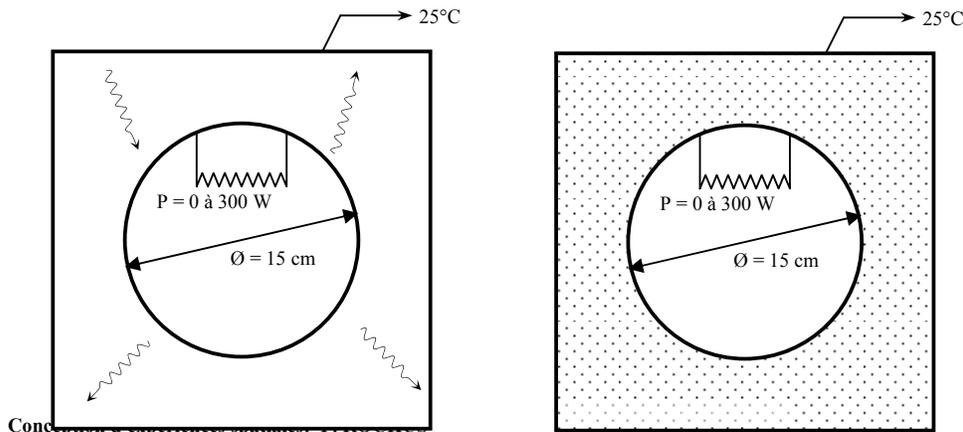
Revêtement	Peinture blanche	Peinture noire	Dorure
α_s	0,2	0,96	0,25
ε	0,85	0,9	0,03
T (K)	193	282	472

Efficacité de la convection

Soit deux sphères d'un diamètre de 15 cm

L'une peinte en noir ($\varepsilon = 0,9$) et placée dans une enceinte régulée à 25°C sous vide ($p \leq 10^{-4}$ torr)

L'autre polie ($\varepsilon = 0,02$) et placée dans une enceinte à 25°C remplie d'air où les échanges sont supposés s'effectuer en convection naturelle seulement (pas de radiation ni de conduction)



Contrôle thermique

La température d'équilibre de la sphère noire est donnée par :

$$P = S \varepsilon \sigma (T^4 - 308^4) \quad \text{avec } S = 4\pi R^2$$

d'où

$$T^4 = \frac{P + S \varepsilon \sigma 308^4}{S \varepsilon \sigma}$$

En convection naturelle autour d'une sphère, la puissance échangée est de la forme :

$$P = hc(T - T_1) = hc(T - 308)$$

Avec la relation

$$Nu = 0,5 (Gr.Pr)^{1/4}$$

$$\text{où } Gr = \frac{\rho g \beta \Delta T L^3}{\mu^2} \approx 4,3 \cdot 10^5 \Delta T$$

Sachant que $Pr = 1$ pour l'air à température ambiante, on obtient :

$$Nu = \frac{hc D}{\lambda} = 0,5 (4,3 \cdot 10^5)^{1/4} \Delta T^{1/4}$$

$$hc = 1,71 \Delta T^{0,25}$$

d'où

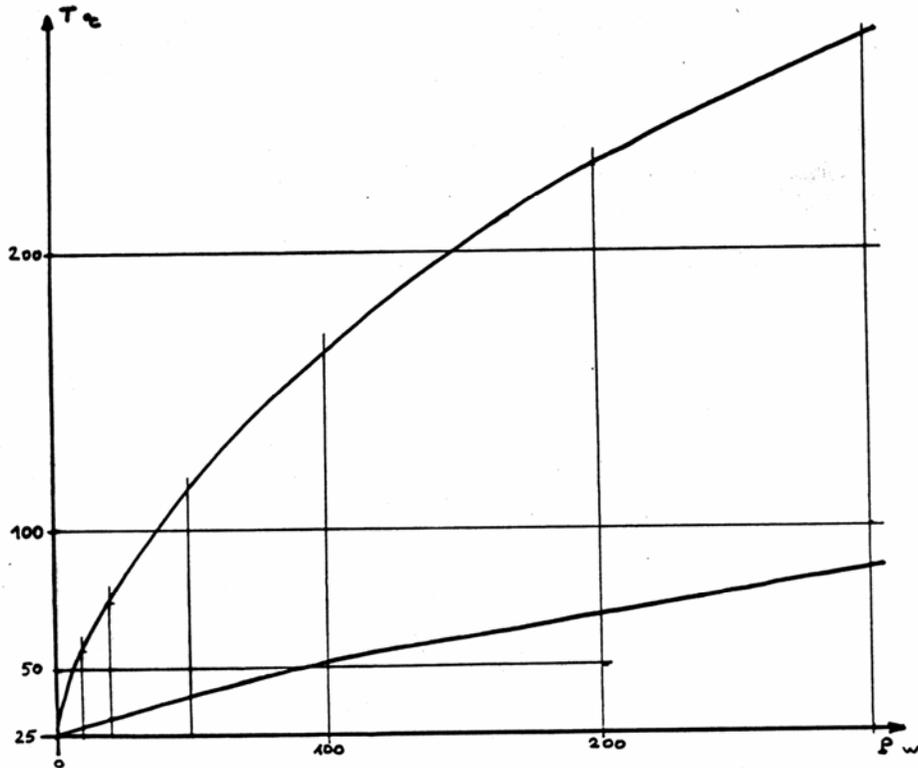
$$P = 1,71 \Delta T^{1,25} = 1,71 (T - 308)^{1,25}$$

Pour les deux sphères, l'évolution de la température est donnée dans le tableau ci-dessous (température en °C) :

P (W)	0	10	20	50	100	200	300
Sphère sous vide	25	56	74	116	165	231	278
Sphère avec convection	25	29	32	40	51	70	87

La planche ci-après donne l'évolution des deux températures :

Contrôle thermique



Ce petit exercice, bien que les résultats, surtout dans le cas de la convection, soient approchés (en réalité $hc = f(T)$) permet de voir l'origine de la difficulté du contrôle thermique d'équipements embarqués à bord d'un satellite.

En effet, si nous avons un équipement de la taille de cette sphère ($\varnothing = 15$ cm) et s'il peut tolérer une température maximale de 50°C , au sol avec la convection naturelle, il fonctionnera correctement avec une puissance interne dissipée de près de 100 W. Dans un satellite artificiel non pressurisé, le même équipement ne pourra pas dissiper plus de 8 W. Si l'on veut pouvoir dissiper une puissance plus importante, il faudra pouvoir coupler cet équipement à un radiateur de taille plus importante et il faudra trouver des liaisons fortement conductives entre l'équipement et le radiateur.

Cet exemple montre donc que le contrôle thermique d'un équipement peut poser des problèmes délicats même avec une puissance dissipée relativement faible. Ceci explique les nombreux problèmes rencontrés au sol lors des tests sous vide (alors qu'ils fonctionnaient à l'air) : moteurs électriques ou mécanismes bloqués, ...

Contrôle thermique

Pour faire l'étude des échanges d'énergie par rayonnement, il faut se livrer à l'observation du comportement des corps se trouvant dans le vide (afin d'exclure les échanges d'énergie par convection) à une certaine distance les uns des autres (afin d'exclure les effets de la conduction thermique). L'expérience montre que si deux ou plusieurs corps forment un système fermé (rappelons que cela signifie qu'il n'y a pas d'échange d'énergie avec des objets ne faisant pas partie du système) leurs températures s'égalisent. Chaque corps du système se comporte simultanément comme un émetteur et un récepteur de radiations; tous ces corps sont le siège d'innombrables actes de transition des atomes et des molécules d'un niveau d'énergie supérieur sur un niveau inférieur (avec émission d'un photon) et de transitions inverses des niveaux inférieurs sur des niveaux supérieurs (avec absorption d'un photon). A cet échange d'énergie participent **des photons de toutes les énergies**, ou ce qui revient au même, **des ondes électromagnétiques de toutes les longueurs d'onde**.

Il est évident que les corps n'absorbent pas la totalité de l'énergie incidente. Il existe des corps qui la réfléchissent ou se laissent traverser, de préférence par des radiations de certaines longueurs d'onde. Néanmoins l'équilibre thermique finit toujours par s'établir dans tous les corps. La condition de l'équilibre thermique impose que pour chaque longueur d'onde et pour une direction donnée, le rapport de l'onde absorbée à l'énergie de l'onde émise soit le même pour tous les corps.

Une démonstration rigoureuse de ce théorème fut faite en 1860 par le physicien allemand Gustav Kirchhoff (1824-1887). La valeur de ce rapport peut varier en fonction de la température, mais si la température est donnée, ce rapport sera constant pour des photons d'une certaine énergie. Ce théorème est presque évident et ne nécessite pas de démonstration puisqu'il affirme qu'à l'équilibre thermique le nombre de photons absorbés d'une énergie donnée est égal au nombre de photons émis de même énergie. (Il y a équilibres aux sous-niveaux $\Delta\lambda$ (intervalle de longueur d'onde), dans une direction θ donnée pour un angle solide élémentaire $\Delta\Omega$).

On en déduit la règle suivante: un objet qui absorbe fortement certaines radiations, les émet aussi intensément. ("Qui aime bien, châtie bien").

Cette règle aide à prévoir les conditions d'établissement de l'équilibre thermique. Pourquoi de l'eau contenue dans un flacon à parois argentées sera-t-elle faiblement échauffée par les rayons solaires, mais sera-t-elle fortement échauffée si on la place dans un flacon en verre noir. L'explication en est toute simple: les corps de couleur noire absorbent fortement les rayons incidents dont l'énergie servira à élever la température de ces corps; l'équilibre thermique s'établira, après que les corps se seront fortement échauffés. Les surfaces argentées se comportent, elles, comme d'excellents réflecteurs; comme l'objet n'absorbera que peu d'énergie et qu'il ne s'échauffera que peu et lentement, l'équilibre thermique s'établira à une température peu élevée. Invertissons l'expérience: versons de l'eau chaude dans les deux flacons et plaçons-les dans un réfrigérateur. Dans quel flacon le refroidissement de l'eau sera-t-il plus rapide. Si l'échauffement est rapide, le refroidissement le sera aussi, et plus la quantité d'énergie absorbée est grande, plus la quantité d'énergie rayonnée sera grande.

RAYONNEMENT DES CORPS INCANDESCENTS

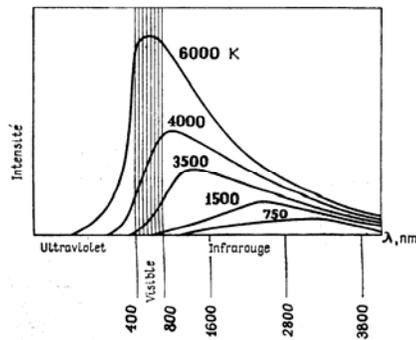
Il est d'expérience courante que lorsqu'on chauffe un morceau de métal, celui-ci rougit d'abord, puis passe au blanc. On n'arrive pas à rendre incandescentes des substances chimiques, car elles fondent ou se décomposent avant. Tout ce qui suit s'applique donc surtout aux métaux.

Le résultat le plus remarquable de toutes ces études est que les spectres de rayonnement des différents corps incandescents ne présentent guère de particularités. (On peut en dire de même pour l'allure générale d'objets plus complexes comme le soleil, le rayonnement fossile,...).

Contrôle thermique

Conformément à la loi fondamentale des niveaux d'énergie, les spectres d'émission et d'absorption doivent coïncider. Comme les métaux ne sont pas transparents dans tout le spectre des rayonnements mous, ils doivent émettre des photons de toutes les énergies.

On peut énoncer cette dernière proposition de façon différente: l'apparition d'un spectre continu résulte de ce que dans un système formé d'un grand nombre d'atomes, les niveaux d'énergie des différents atomes se réunissent en bandes d'énergie qui se recouvrent mutuellement. Dans ces systèmes n'importe quelles transitions entre les niveaux d'énergie sont possibles; comme n'importe quelles différences d'énergie entre le m -ième et le n -ième niveau sont réalisables, le système peut émettre ou absorber des radiations de toutes les fréquences.



La figure illustre l'allure des spectres d'un corps incandescent correspondant à différentes températures (On a représenté en fait les courbes théoriques correspondant au corps noir).

Le Corps noir

On doit noter que le calcul théorique de la forme de ces courbes, effectué en 1900 par M. Planck, fut le premier acte qui marqua la naissance de la physique quantique. Pour arriver à un accord entre théorie et expérience, Planck fut conduit à admettre que l'émission et l'absorption de la lumière se font par portions définies. Néanmoins, Planck n'osa pas faire le pas suivant et invoquer des grains de lumière qu'on appelle maintenant photons. C'est Einstein qui le fit en 1905.

Ce n'est qu'en 1913 que Bohr introduisit la notion de quantification de l'énergie. Une théorie logique et conséquente du rayonnement d'origine thermique n'apparut qu'en 1926. (Voir Annexe 4)

Rayonnement d'un corps quelconque

Tout corps à température non nulle, émet un rayonnement électromagnétique. L'énergie émise dépend:

- de la température de la source
 - de sa structure atomique de la source
 - de la forme physique de la source
- mais elle ne dépend pas de son environnement.

(Seul, l'échange net = énergie reçue - énergie émise, dépend de l'environnement i.e. de la température, de la structure atomique, de la forme physique, de la position des voisins)

A température "ambiante", le rayonnement e.l.m. émis est le rayonnement thermique [0.1; 100] μm . Tout corps soumis à un rayonnement e.l.m., absorbe partiellement ce rayonnement, et réfléchit et / ou transmet le reste.

Quelques rappels illustratifs de Mécanique Statistique

Statistique classique de Boltzmann : Théorie cinétique des gaz parfaits

Statistique quantique de Bose Einstein: pour les bosons

Statistique quantique de Fermi - Dirac: pour les fermions

Exemple avec 2 particules et deux états possibles:

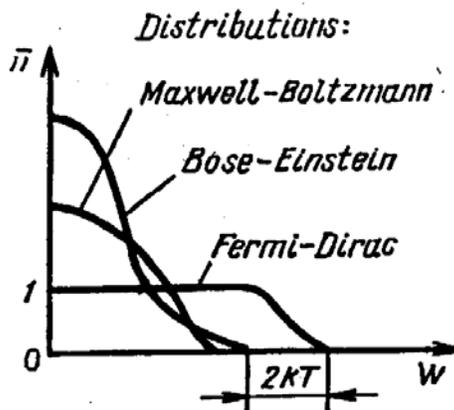
Boltzmann: $X=4$



Bose - Einstein : $X = 3$



Fermi - Dirac : $X = 1$



$$n_i = \frac{1}{e^{\frac{W_i - \mu}{kT}} + \delta}$$

où $\delta = 0, \mu = 0$ pour la distribution de Maxwell - Boltzmann

où $\delta = -1, \mu \neq 0$ pour la distribution de Bose - Einstein

où $\delta = +1, \mu \neq 0$ pour la distribution de Fermi - Dirac.

Exemple pour le photon

Photon : Boson de spin 1 de masse nulle --> 2 états de polarisation.

Densité volumique de rayonnement et fonctions thermodynamiques d'un gaz photonique renfermé dans le volume V , à $T = \text{const}$, en équilibre thermodynamique.

Le nombre d'états dg_i de rayonnement existant dans l'élément de volume de l'espace des phases est:

$$dg_i = 2 \cdot \frac{4\pi p^2 dp \cdot dx \cdot dy \cdot dz}{h^3}$$

Le coefficient 2 apparaît du fait de la présence de deux directions possibles de polarisation de la lumière. **Le rayonnement de corps noir est symétrique par rapport à la polarisation.**

Le nombre total d'états dans le volume V est:

$$dg = \frac{8\pi p^2 dp \cdot V}{h^3} = \frac{8\pi W^2 \cdot dW \cdot V}{h^3 \cdot c^3}$$

L'impulsion d'un photon est p et son énergie W :

$$p = \frac{h \cdot \nu}{c}$$

$$W = h \cdot \nu$$

où ν est la fréquence, c la vitesse de la lumière dans le vide.

Le nombre de photons avec une énergie de $W + dW$ dans le volume V est:

$$dN(W) = \frac{dg}{e^{\frac{W}{kT}} - 1} = \frac{8\pi \nu^2 \cdot d\nu \cdot V}{c^3 \cdot \left(e^{\frac{h\nu}{kT}} - 1 \right)}$$

La densité volumique d'énergie de rayonnement dans l'intervalle de fréquence entre ν et $\nu + d\nu$ est la suivante:

$$w(\nu, T) \cdot d\nu = \frac{dN(W) \cdot h\nu}{V} = \frac{8\pi \nu^2}{c^3} \cdot \frac{h\nu}{\left(e^{\frac{h\nu}{kT}} - 1 \right)} \cdot d\nu$$

(Formule de Planck pour la densité volumique d'énergie de rayonnement thermique du corps noir).

L'intégrale des états Z (Somme des états ou somme statistique) pour le rayonnement est:

$$Z = \int_0^\infty e^{-\frac{W}{kT}} \cdot g(W) \cdot dW = \frac{V}{h^3} \cdot \frac{16\pi (kT)^3}{c^3}$$

L'équation d'état pour le rayonnement est: $pV = \frac{8\pi^5 \cdot (kT)^4}{45 \cdot h^3 \cdot c^3} \cdot V$.

Contrôle thermique

La pression de radiation est : $p = \frac{8\pi^5 \cdot (kT)^4}{45 \cdot h^3 \cdot c^3}$.

L'énergie libre est: $F = -\frac{V}{h^3} \cdot \frac{8 \cdot \pi^5 \cdot (kT)^4}{45 \cdot c^3}$

L'énergie de rayonnement est : $U(T) = \frac{V}{h^3} \cdot \frac{8 \cdot \pi^5 \cdot (kT)^4}{15 \cdot c^3}$

(Loi de Stephan Boltzmann)

La pression de radiation isotrope est : $p = \frac{1}{3} \cdot \frac{U(T)}{V} = \frac{1}{3} \cdot u(T)$

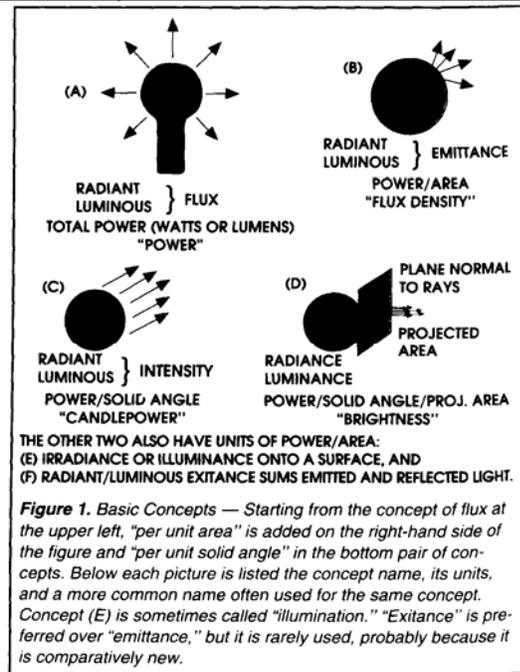
où $u(T)$ est la densité volumique de rayonnement.

L'entropie de rayonnement est : $S = \frac{V}{h^3} \cdot \frac{32\pi^5 k}{45c^3} \cdot (kT)^3$.

Principales relations, notations, terminologies et définitions en radiométrie

Terminologie française / anglaise:

Energie rayonnante / radiant energy
 Energie lumineuse / luminous energy
 Flux énergétique / radiant power, radiant flux
 Eclairement énergétique / irradiance
 Emittance énergétique / radiant excitance
 Emittance / Radiant excitance
 Intensité énergétique / radiant intensity
 Intensité lumineuse / luminous intensity
 Luminance énergétique / radiance
 Luminance / luminance
 (Luminance = brillance = brightness = terme dépassé)
 Il n'existe pas encore d'uniformité de conventions dans les ouvrages et certains ouvrages français francisent les termes anglais pour compliquer encore la situation.



Une source de rayonnement est caractérisée :

sa puissance totale (Flux énergétique) : P (W)

son Intensité énergétique, c'est - à - dire l'énergie

émise dans l'unité d'angle solide et dans une direction donnée :

$$I(\theta, \varphi) = \frac{\partial P}{\partial \Omega} \text{ (W/Sr) ; plus exactement : } dP = I(\theta, \varphi) \cdot d\Omega$$

Son Emittance énergétique, c'est - à - dire l'énergie émise

par unité de surface (Densité superficielle du flux énergétique) :

$$E(x, y) = \frac{\partial P}{\partial S} \text{ (W/m}^2\text{) ou } dP = E(x, y) \cdot dS$$

On parle aussi de Excitance énergétique d'une source, c'est - à - dire l'énergie émise et réfléchie (et éventuellement transmise dans la même direction)

par unité de surface (Densité superficielle du flux énergétique) : $M(x, y)$

Sa Luminance énergétique, c'est - à - dire l'énergie émise

par unité de surface projetée dans la direction d'observation

et par unité d'angle solide :

$$L(x, y, \theta, \varphi) = \frac{\partial I(\theta, \varphi)}{\partial S \cdot \cos(\theta)} = \frac{\partial^2 P}{\partial \Omega \cdot \partial S \cdot \cos(\theta)} = \frac{\partial E(x, y)}{\partial \Omega \cdot \cos(\theta)} \text{ (W/m}^2\text{/Sr)}$$

On pourrait aussi définir la puissance émissive $E(x, y, \theta, \varphi)$ d'une surface réelle (non apparente) par $dI(\theta, \varphi) = E(x, y, \theta, \varphi) \cdot dS$ où $E(x, y, \theta, \varphi) = L(x, y, \theta, \varphi) \cdot \cos(\theta)$

Contrôle thermique

Inversément, au niveau de l'écran, on parle d'irradiation ou de l'éclairement d'une surface, c'est-à-dire l'énergie reçue par sec, par unité de surface (Densité superficielle du flux énergétique) :

$$G(x,y) = \frac{\partial P}{\partial S} \text{ (W/m}^2\text{)} \text{ ou } dP = G(x,y) \cdot dS$$

Dans un système optique sans perte, il y a conservation de la luminance : $\frac{L}{n^2} = cste$.

$$\text{Flux entrant} = \frac{L}{n^2} \cdot \Omega \cdot S = \frac{L'}{n'^2} \cdot \Omega' \cdot S' = \text{Flux sortant}$$

Cas particulier des corps à émission lambertienne ou diffuse

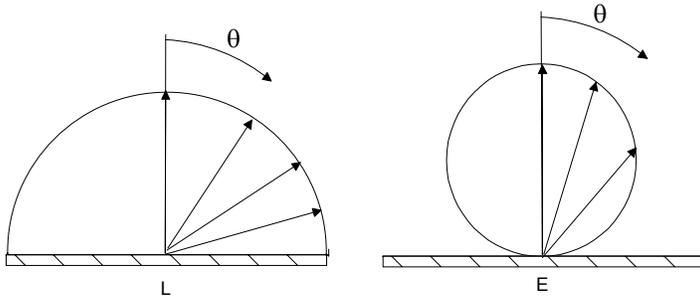
$$L(x, y, \theta, \varphi) = L(x, y) \text{ (W/m}^2\text{/Sr)}$$

$$E(x, y, \theta, \varphi) = L(x, y) \cdot \cos(\theta) \text{ (W/m}^2\text{)}$$

$$E(x, y) = \int_{2\pi} \partial\Omega \cdot L(x, y) \cdot \cos(\theta) = 2\pi \cdot L(x, y) \cdot \int_0^{\pi/2} \cos(\theta) \cdot \sin(\theta) \cdot d\theta$$

$$= \pi \cdot L(x, y)$$

$$I = \oint_{\text{Surface}} \pi \cdot L(x, y) \cdot dx \cdot dy$$



Quantités spectrales

Puissances spectrales :

$$dP = P_\lambda(\lambda) \cdot d\lambda = P_\nu(\nu) \cdot d\nu$$

Intensité énergétique spectrale :

$$I_\lambda(\theta, \varphi, \lambda) = \frac{\partial I(\theta, \varphi)}{\partial \lambda} \text{ plus exactement : } dI(\theta, \varphi, \lambda) = I_\lambda(\theta, \varphi, \lambda) \cdot d\lambda$$

$$I_\nu(\theta, \varphi, \nu) = \frac{\partial I(\theta, \varphi)}{\partial \nu} \text{ plus exactement : } dI(\theta, \varphi, \lambda) = I_\nu(\theta, \varphi, \nu) \cdot d\nu$$

Emittances spectrales :

$$E_\lambda(x, y, \lambda) = \frac{\partial E(x, y)}{\partial \lambda} \text{ plus exactement : } dE(x, y, \lambda) = E_\lambda(x, y, \lambda) \cdot d\lambda$$

$$E_\nu(x, y, \nu) = \frac{\partial E(x, y)}{\partial \nu} \text{ plus exactement : } dE(x, y, \nu) = E_\nu(x, y, \nu) \cdot d\nu$$

Luminances spectrales :

$$L_\lambda(x, y, \theta, \varphi, \lambda) = \frac{\partial \mathcal{L}(x, y, \theta, \varphi)}{\partial \lambda} \text{ plus exactement : } d\mathcal{L}(x, y, \theta, \varphi, \lambda) = L_\lambda(x, y, \theta, \varphi, \lambda) \cdot d\lambda$$

$$L_\nu(x, y, \theta, \varphi, \nu) = \frac{\partial \mathcal{L}(x, y, \theta, \varphi)}{\partial \nu} \text{ plus exactement : } d\mathcal{L}(x, y, \theta, \varphi, \nu) = L_\nu(x, y, \theta, \varphi, \nu) \cdot d\nu$$

Rayonnement du corps noir

Comme vu précédemment, le corps noir est un corps hypothétique qui absorbe tout rayonnement électromagnétique qui l'atteint. De cette hypothèse, on déduit en mécanique statistique, ses propriétés de rayonnement. (Statistique de Bose-Einstein appliquée au cas particulier des photons: spin = 1 et $v = c$ soit 2 états distincts).

Tout d'abord, **un corps noir émet de façon diffuse ou Lambertienne**:

$$E(x, y) = \pi \cdot L(x, y) \text{ et } E_\lambda = \pi \cdot L_\lambda(x, y).$$

Son **émittance spectrale** E_λ pour une température absolue T, suit la **loi de Planck**

$$E_\lambda(x, y, \lambda) = \pi \cdot L_\lambda(x, y, \lambda) = E_\lambda^{\text{c.n.}}(\lambda, T)$$

$$E_\lambda^{\text{c.n.}}(\lambda, T) = \frac{C_1}{\lambda^5 \cdot (\exp(\frac{C_2}{\lambda \cdot T}) - 1)} = \pi \cdot L_\lambda(\lambda, T) \text{ (W / m}^2 \text{ / m)}$$

$$E_\nu^{\text{c.n.}}(\nu, T) = \frac{C_1 \cdot \nu^3}{c^4 \cdot (\exp(\frac{h \cdot \nu}{k \cdot T}) - 1)} = \pi \cdot L_\nu(\nu, T) \text{ (W / m}^2 \text{ / Hz)}$$

car $dE = E_\lambda \cdot d\lambda = E_\nu \cdot d\nu$ et $\frac{d\nu}{\nu} = \frac{d\lambda}{\lambda}$ donc $d\nu = \frac{d\lambda}{\lambda^2} \cdot d\lambda$

où $C_1 = 2 \cdot \pi \cdot h \cdot c^2$

(dans le vide, $C_{1,0} = 2 \cdot \pi \cdot h \cdot c_0^2 = 2\pi * 0.59552197 \cdot 10^{-16} \text{ W} \cdot \text{m}^2 = 3.741774892 \cdot 10^{-16} \text{ W} \cdot \text{m}^2$)

Quand il passe du vide à un autre milieu, le photon, qui est caractérisé physiquement par son énergie $h \nu$ conserve sa fréquence ν , voit sa vitesse $c = c_0/n$ et sa longueur d'onde $\lambda = c/\nu$ divisée par l'indice de réfraction n.

$$C_2 = c \cdot \frac{h}{k} \text{ (dans le vide } C_{2,0} = \frac{h \cdot c_0}{k} = 1.438769 \cdot 10^{-2} \text{ m} \cdot \text{K)}$$

$c_0 = 2.99792458 \cdot 10^8 \text{ m / sec}$: vitesse de la lumière dans le vide

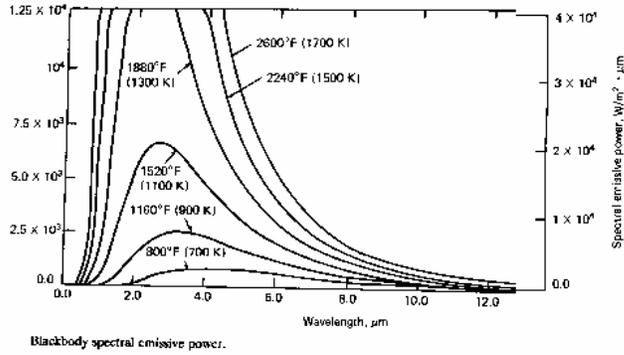
$h = 6.6260755 \cdot 10^{-34} \text{ J} \cdot \text{sec}$: constante de Planck

$k = 1.380658 \cdot 10^{-23} \text{ J / K}$: constante de Boltzman

λ (m) : longueur d'onde

ν (Hz) : Fréquence

T (K) Température absolue



Loi de Stefan-Boltzman

$$E^{c.n.} = \int_0^{\infty} E_{\lambda}^{c.n.}(\lambda, T) \cdot d\lambda = \int_0^{\infty} \frac{C_1}{\lambda^5 \cdot (\exp(C_2/\lambda T) - 1)} \cdot d\lambda = C_1 \cdot T^4 \int_0^{\infty} \frac{d(\lambda T)}{(\lambda T)^5 \cdot (\exp(C_2/(\lambda T)) - 1)}$$

Terme indépendant de λ, T

$$E^{c.n.} = \sigma \cdot T^4$$

$$\sigma = \frac{2 \cdot \pi^5 \cdot k^4}{15 \cdot h^3 \cdot c^2} = n^2 \cdot \sigma_0$$

Dans le vide, $\sigma_0 = \frac{2 \cdot \pi^5 \cdot k^4}{15 \cdot h^3 \cdot c_0^2} = 5.67051 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2 / \text{K}^4$

Loi de déplacement de Wien

La longueur d'onde λ_{\max} qui maximise $E_{\lambda}^{c,n}$ vérifie :

$$\frac{\partial E_{\lambda}^{c,n}}{\partial \lambda} = 0,$$

$$\lambda_{\max} \cdot T = b_0 = 2.897756 \cdot 10^{-3} \cdot m \cdot K \text{ dans le vide.}$$

$$(E_{\lambda}^{c,n})_{\max i} = 1.287 \cdot 10^{-5} \cdot T^5 \text{ (W / m}^3 \text{)}$$

$$\lambda_{\max, \text{milieu-n}} \cdot T = b_0 / n$$

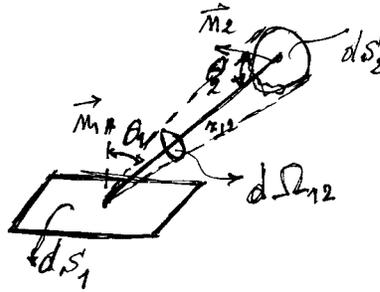
La fréquence ν_{\max} qui maximise E_{ν} vérifie :

$$\frac{\nu_{\max}}{T} = b_1.$$

$\nu_{\max} \cdot \lambda_{\max}$ ne vérifie pas la relation : $\lambda \cdot \nu = c$.

On a plutôt : $\frac{c}{\nu_{\max}} \cdot T = 5.0996 \cdot 10^{-3} \cdot mK$ au lieu de $\lambda_{\max} \cdot T = b_0 = 2.897756 \cdot 10^{-3} \cdot m.K$

Echange entre corps noirs



$$d^2 P_{1 \rightarrow 2} = L^{c.n.}(x, y) \cdot d\Omega_{1-2} \cdot dS_1 \cdot \cos \theta_1$$

$$d\Omega_{1-2} = \frac{dS_2 \cdot \cos \theta_2}{r_{1-2}^2}$$

$$d^2 P_{1 \rightarrow 2} = \frac{L^{c.n.}(x, y, T) \cdot dS_2 \cdot dS_1 \cdot \cos \theta_1 \cdot \cos \theta_2}{r_{1-2}^2} = d^2 P_{2 \rightarrow 1} \text{ si } T = T_1 = T_2$$

$$d^2 P_{1 \rightarrow 2} = \frac{\frac{\sigma T^4}{\pi} \cdot dS_2 \cdot dS_1 \cdot \cos \theta_1 \cdot \cos \theta_2}{r_{1-2}^2} = d^2 P_{2 \rightarrow 1} \text{ si } T = T_1 = T_2$$

Facteur de vue entre corps noirs

$$F_{1-2} = \frac{d^2 P_{1 \rightarrow 2}}{P_1} = \frac{1}{\pi \cdot S_1} \int_{S_1} \int_{S_2} \frac{\eta(\cos \theta_1) \cdot \eta(\cos \theta_2)}{r_{1-2}^2} \cdot dS_2 \cdot dS_1$$

$$S_1 \cdot F_{1-2} = \frac{1}{\pi} \int_{S_1} \int_{S_2} \frac{\eta(\cos \theta_1) \cdot \eta(\cos \theta_2)}{r_{1-2}^2} \cdot dS_2 \cdot dS_1 = S_2 \cdot F_{2-1}$$

$\eta(x) = 1$ pour $x > 0$ et 0 pour $x < 0$.

La relation de réciprocité élémentaire peut aussi s'écrire:

$$dS_1 \cdot F_{d1-2} = S_2 \cdot dF_{2-d1}$$

Le facteur de vue est une fonction intensive par rapport au premier indice et extensive par rapport au second indice c'est-à-dire que le facteur de vue n'est élémentaire que si la seconde surface est élémentaire. Par contre, on peut parler d'un facteur de vue, fini, d'un point (de surface nulle) vers une surface finie.

Blackbody Radiation Functions

λT (mK $\times 10^3$) ^a	$\frac{E_b(0 \rightarrow \lambda T)}{\sigma T^4}$	λT (mK $\times 10^3$) ^a	$\frac{E_b(0 \rightarrow \lambda T)}{\sigma T^4}$
0.2	0.341796×10^{-26}	6.2	0.754187
0.4	0.186468×10^{-11}	6.4	0.769282
0.6	0.929299×10^{-7}	6.6	0.783248
0.8	0.164351×10^{-4}	6.8	0.796180
1.0	0.320780×10^{-3}	7.0	0.808160
1.2	0.213431×10^{-2}	7.2	0.819270
1.4	0.779084×10^{-2}	7.4	0.829580
1.6	0.197204×10^{-1}	7.6	0.839157
1.8	0.393449×10^{-1}	7.8	0.848060
2.0	0.667347×10^{-1}	8.0	0.856344
2.2	0.100897	8.5	0.874666
2.4	0.140268	9.0	0.890090
2.6	0.183135	9.5	0.903147
2.8	0.227908	10.0	0.914263
3.0	0.273252	10.5	0.923775
3.2	0.318124	11.0	0.931956
3.4	0.361760	11.5	0.939027
3.6	0.403633	12 ✓	0.945167
3.8	0.443411	13	0.955210
4.0	0.480907	14	0.962970
4.2	0.516046	15	0.969056
4.4	0.548830	16	0.973890
4.6	0.579316	18	0.980939
4.8	0.607597	20	0.985683
5.0	0.633786	25	0.992299
5.2	0.658011	30	0.995427
5.4	0.680402	40	0.998057
5.6	0.701090	50	0.999045
5.8	0.720203	75	0.999807
6.0	0.737864	100	1.000000

Rayonnement de corps quelconque

Le comportement radiatif d'un corps réel quelconque dépend de beaucoup de paramètres tels que la composition, le fini de surface, la température, la longueur d'onde, les angles intervenant dans la définition géométrique du problème, la distribution spectrale et angulaire des ondes incidentes et de l'opacité du corps. La puissance émise par une source quelconque est définie par convention, en la comparant à la puissance qu'émettrait un corps noir à la même température. Son intensité énergétique s'écrit par définition :

$$I_{\lambda}(\theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \frac{\partial \mathcal{I}(\theta, \varphi, T)}{\partial \lambda} = \varepsilon_{\text{moyen}}(\theta, \varphi, \lambda, T) \cdot I_{\lambda}^{\text{c.n.}}(\lambda, T)$$

$$I_{\nu}(\theta, \varphi, \nu_{\pm}, T) = \frac{\partial \mathcal{I}(\theta, \varphi, T)}{\partial \nu} = \varepsilon_{\text{moyen}}(\theta, \varphi, \nu, T) \cdot I_{\nu}^{\text{c.n.}}(\nu, T)$$

$\varepsilon_{\text{moyen}}(\theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \varepsilon(\theta, \varphi, \nu(\lambda), T)$ est l'émissivité spectrale et directionnelle, moyennée sur le corps.

Emissances spectrales :

$$E_{\lambda}(x, y, \lambda, T) = \frac{\partial \mathcal{E}(x, y, T)}{\partial \lambda} = \varepsilon(x, y, \lambda, T) \cdot E_{\lambda}^{\text{c.n.}}(\lambda, T)$$

$$E_{\nu}(x, y, \nu, T) = \frac{\partial \mathcal{E}(x, y, T)}{\partial \nu} = \varepsilon(x, y, \nu, T) \cdot E_{\nu}^{\text{c.n.}}(\nu, T)$$

$\varepsilon(x, y, \lambda, T) = \varepsilon(x, y, \nu(\lambda), T)$ est l'émissivité spectrale et hémisphérique, locale.

Luminances spectrales :

$$L_{\lambda}(x, y, \theta, \varphi, \lambda, T) = \frac{\partial \mathcal{L}(x, y, \theta, \varphi, T)}{\partial \lambda} = \varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \lambda, T) \cdot L_{\lambda}^{\text{c.n.}}(\lambda, T)$$

$$L_{\nu}(x, y, \theta, \varphi, \nu, T) = \frac{\partial \mathcal{L}(x, y, \theta, \varphi, T)}{\partial \nu} = \varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \nu, T) \cdot L_{\nu}^{\text{c.n.}}(\nu, T)$$

$\varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \lambda, T) = \varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \nu(\lambda), T)$ est l'émissivité spectrale et directionnelle, locale.

Dans toutes les équations qui précèdent et suivent, il faudrait en toute rigueur, remplacer λ, ν par λ_{+}, ν_{+} pour montrer la dépendance également vis à vis de la polarisation.

Le rayonnement d'une source quelconque est caractérisée sa puissance totale :

$$P(T) = \varepsilon_{\text{moyen sur le corps}}(T) \cdot P^{\text{c.n.}}(T) \quad (\text{W}).$$

$\varepsilon_{\text{moyen sur le corps}}(T)$ est l'émissivité totale et hémisphérique, moyennée sur tout le corps.

Son intensité énergétique, c'est - à - dire l'énergie émise dans l'unité d'angle solide et dans une direction donnée :

$$I(\theta, \varphi, T) = \varepsilon_{\text{moyen sur la surface}}(\theta, \varphi, T) \cdot I^{\text{c.n.}}(T) \quad (\text{W/Sr}).$$

$\varepsilon_{\text{moyen sur le corps}}(\theta, \varphi, T)$ est l'émissivité totale et directionnelle, moyennée sur tout le corps.

Son émittance énergétique, c'est - à - dire l'énergie émise par unité de surface :

$$E(x, y, T) = \varepsilon(x, y, T) \cdot E^{\text{c.n.}}(T) \quad (\text{W/m}^2)$$

$\varepsilon(x, y, T)$ est l'émissivité totale et hémisphérique, locale.

Sa luminance énergétique, c'est - à - dire l'énergie émise

par unité de surface apparente (projetée dans la direction d'observation)

et par unité d'angle solide :

$$\begin{aligned} L(x, y, \theta, \varphi, T) &= \frac{\partial \mathcal{I}(\theta, \varphi)}{\partial \mathcal{S} \cdot \cos(\theta)} = \frac{\partial^2 P}{\partial \Omega \cdot \mathcal{S} \cdot \cos(\theta)} = \frac{\partial \mathcal{E}(x, y)}{\partial \Omega \cdot \cos(\theta)} \quad (\text{W/m}^2/\text{Sr}) \\ &= \varepsilon(x, y, \theta, \varphi, T) \cdot L^{\text{c.n.}}(T) \end{aligned}$$

où $\varepsilon(x, y, \theta, \varphi, T)$ est l'émissivité totale et directionnelle, locale.

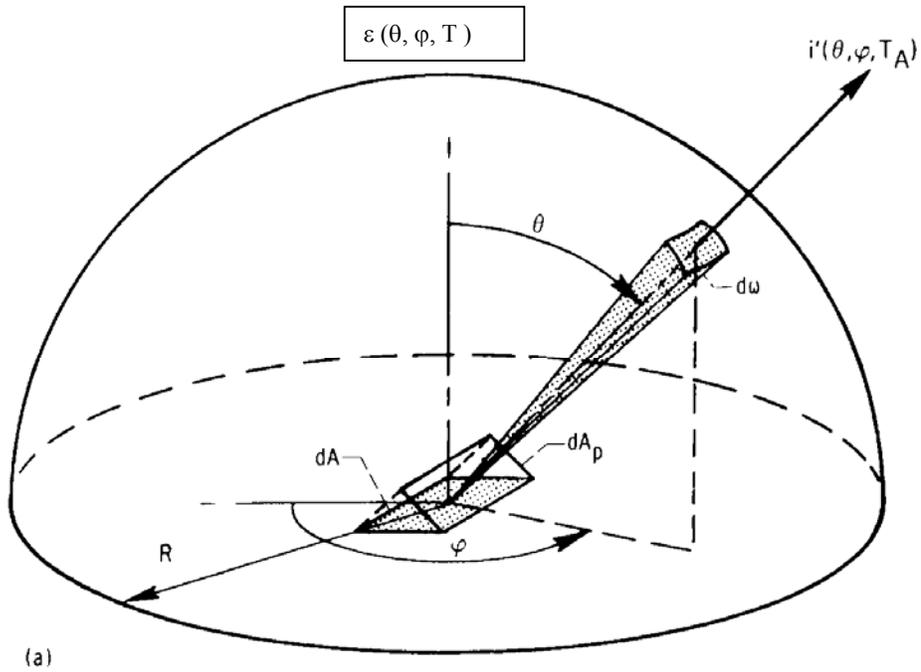
Ces équations montrent que le rayonnement d'un corps quelconque n'est plus nécessairement lambertien.

Contrôle thermique

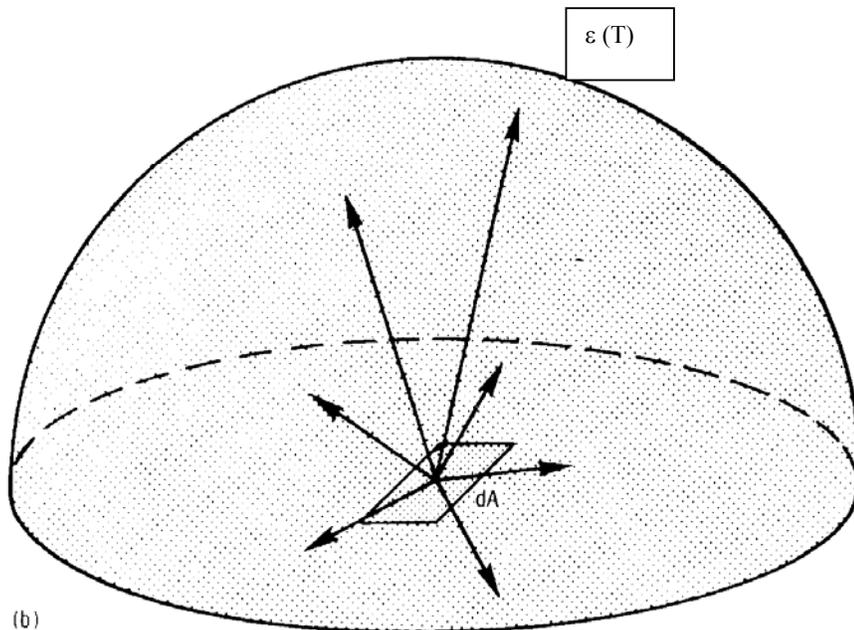
Un corps gris est un corps dont l'émissivité est indépendante de la longueur d'onde et on suppose souvent aussi implicitement que son rayonnement est lambertien.

On peut trouver facilement les relations suivantes : $\varepsilon(\lambda, T) = \frac{1}{\pi} \iint_{\pi} \varepsilon(\lambda, \theta, \varphi, T) \cdot \cos\theta \cdot d\omega$

$$\varepsilon(T) = \frac{1}{\pi} \iint_{\pi} \varepsilon(\theta, \varphi, T) \cdot \cos\theta \cdot d\omega$$

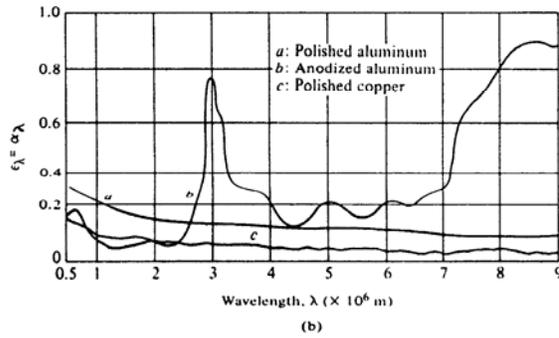
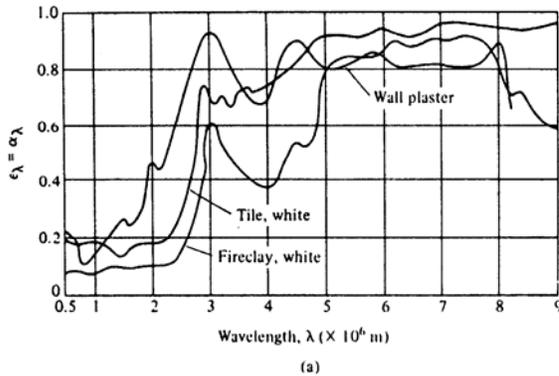


(a)



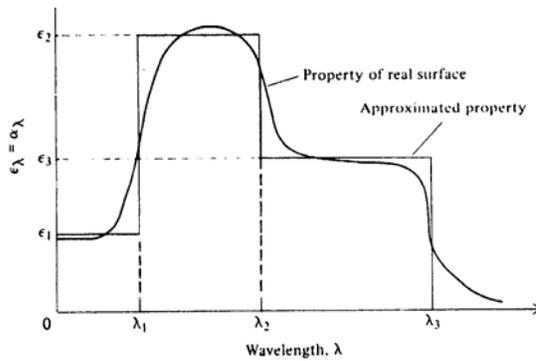
(b)

$$i'(\theta, \varphi, T_A) = L(\theta, \varphi, T_A)$$

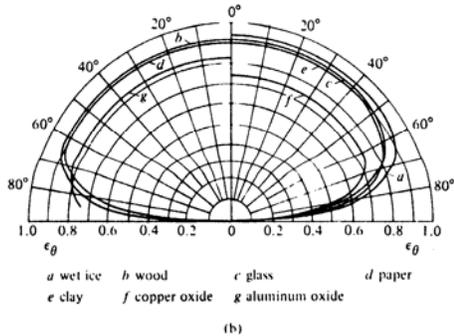
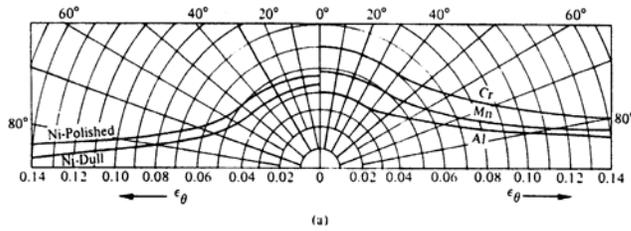


Emissivité et absorptivité monochromatique de quelques surfaces réelles.:

- a) non conducteurs électriques;
- b) conducteurs électriques



Méthode d'approximation d'un corps réel par un corps gris par zones.



Emissivité directionnelle de plusieurs surfaces réelles

a) conducteurs électriques; elle augmente généralement avec la température.

b) non conducteurs électriques : elle diminue généralement avec la température.

Absorption d'un corps quelconque

On caractérise l'absorptivité d'un corps quelconque par le rapport de la puissance absorbée sur la puissance incidente ; pour un corps noir, l'absorptivité vaut 1 alors qu'elle est inférieure à 1 pour un corps quelconque.

$$I_{\lambda}^{Absorbé}(\theta, \varphi, \lambda, T) = \frac{\partial I^{Absorbé}(\theta, \varphi, T)}{\partial \lambda} = \alpha_{moyen}(\theta, \varphi, \lambda, T) \cdot I_{\lambda}^{inc.}(\theta, \varphi, \lambda)$$

$$I_{\nu}^{Absorbé}(\theta, \varphi, \nu, T) = \frac{\partial I^{Absorbé}(\theta, \varphi, T)}{\partial \nu} = \alpha_{moyen}(\theta, \varphi, \nu, T) \cdot I_{\nu}^{inc.}(\theta, \varphi, \nu)$$

$\alpha_{moyen}(\theta, \varphi, \lambda, T) = \alpha(\theta, \varphi, \nu(\lambda), T)$ est l'absorptivité spectrale et directionnelle, moyennée sur le corps.

$$E_{\lambda}^{Absorbé}(x, y, \lambda, T) = \frac{\partial E^{Absorbé}(x, y, T)}{\partial \lambda} = \alpha(x, y, \lambda, T) \cdot E_{\lambda}^{inc.}(x, y, \lambda)$$

$$E_{\nu}^{Absorbé}(x, y, \nu, T) = \frac{\partial E^{Absorbé}(x, y, T)}{\partial \nu} = \alpha(x, y, \nu, T) \cdot E_{\nu}^{inc.}(x, y, \nu)$$

$\alpha(x, y, \lambda, T) = \alpha(x, y, \nu(\lambda), T)$ est l'absorptivité spectrale et hémisphérique, locale.

$$L_{\lambda}^{Absorbé}(x, y, \theta, \varphi, \lambda, T) = \frac{\partial L^{Absorbé}(x, y, \theta, \varphi, T)}{\partial \lambda} = \alpha(x, y, \theta, \varphi, \lambda, T) \cdot L_{\lambda}^{inc.}(x, y, \theta, \varphi, \lambda)$$

$$L_{\nu}^{Absorbé}(x, y, \theta, \varphi, \nu, T) = \frac{\partial L^{Absorbé}(x, y, \theta, \varphi, T)}{\partial \nu} = \alpha(x, y, \theta, \varphi, \nu, T) \cdot L_{\nu}^{inc.}(x, y, \theta, \varphi, \nu)$$

$\alpha(x, y, \theta, \varphi, \lambda, T) = \alpha(x, y, \theta, \varphi, \nu(\lambda), T)$ est l'absorptivité spectrale et directionnelle, locale.

Contrôle thermique

$$P^{\text{Absorbé}}(T) = \alpha_{\text{moyen sur le corps}}(T) \cdot P^{\text{Inc.}}(W).$$

$\alpha_{\text{moyen sur le corps}}(T)$ est l'absorptivité totale et hémisphérique, moyennée sur tout le corps.

$$I^{\text{Absorbé}}(\theta, \varphi, T) = \alpha_{\text{moyen sur le corps}}(\theta, \varphi, T) \cdot I^{\text{Inc.}}(\theta, \varphi) \quad (W/Sr).$$

$\alpha_{\text{moyen sur le corps}}(\theta, \varphi, T)$ est l'absorptivité totale et directionnelle, moyennée sur tout le corps.

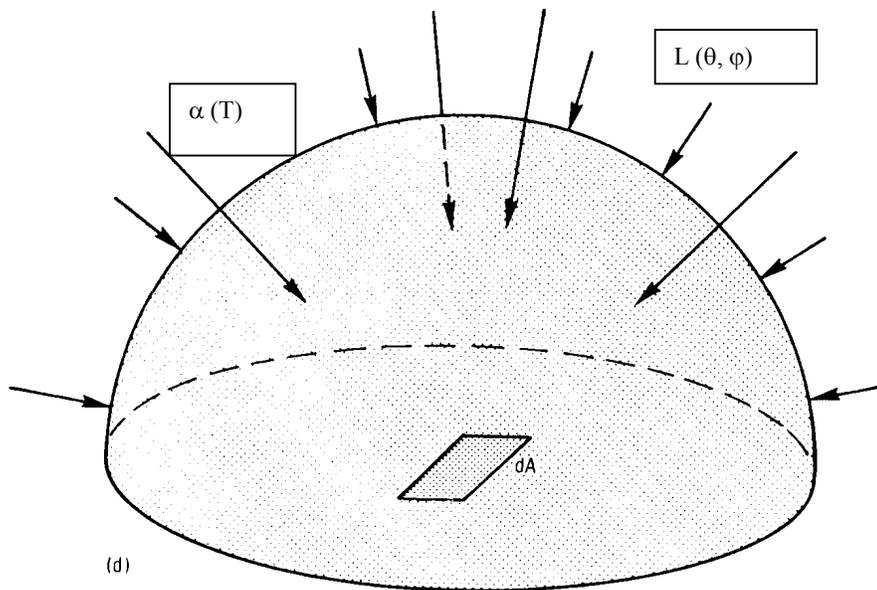
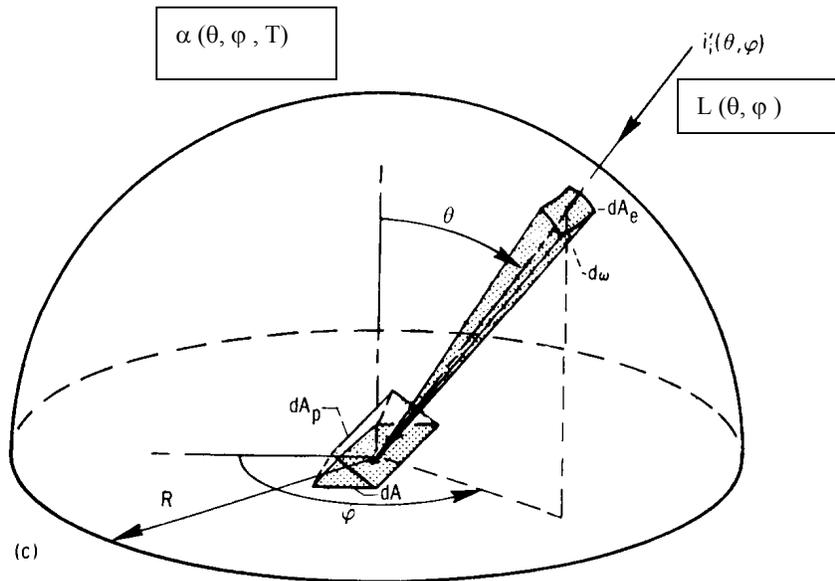
$$E^{\text{Absorbé}}(x, y, T) = \alpha(x, y, T) \cdot E^{\text{Inc.}}(x, y) \quad (W/m^2)$$

$\alpha(x, y, T)$ est l'absorptivité totale et hémisphérique, locale.

$$L^{\text{Absorbé}}(x, y, \theta, \varphi, T) = \alpha(x, y, \theta, \varphi, T) \cdot L^{\text{Inc.}}(x, y, \theta, \varphi)$$

où $\alpha(x, y, \theta, \varphi, T)$ est l'absorptivité totale et directionnelle, locale.

Contrôle thermique



Que dit le second théorème de Kirchoff exactement ?

EMISSIVITE SPECTRALE ET DIRECTIONNELLE

L'émissivité spectrale et directionnelle, locale $\varepsilon(x, y, \lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)$ (ou moyennée sur la surface $\varepsilon(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)$), pour une longueur d'onde λ donnée, une polarisation \pm donnée et un angle solide dans une direction θ, φ donnée, représente le rapport entre l'énergie émise par l'échantillon et un corps noir à la même température.

$$\varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \frac{L_{\lambda}^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)}{L_{\lambda}^{\text{c.n.}}(\lambda_{\pm}, T)}$$

$$\varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \nu_{\pm}, T) = \frac{L_{\nu}^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \nu_{\pm}, T)}{L_{\nu}^{\text{c.n.}}(\nu_{\pm}, T)}$$

$$\varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \nu(\lambda_{\pm}), T).$$

ABSORPTION SPECTRALE ET DIRECTIONNELLE

L'absorption spectrale et directionnelle représente la proportion d'énergie incidente, qui sera absorbée par le corps pour une longueur d'onde, une polarisation et une direction données.

$$\alpha(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \frac{L_{\lambda}^{\text{absorbé}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)}{L_{\lambda}^{\text{incident}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi)}$$

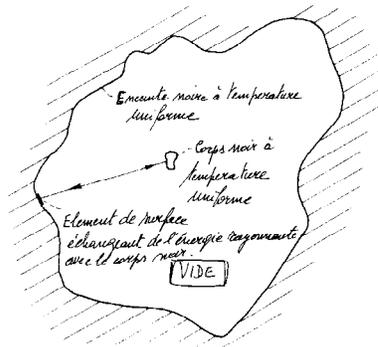
$$\alpha(x, y, \theta, \varphi, \nu_{\pm}, T) = \frac{L_{\nu}^{\text{absorbé}}(x, y, \theta, \varphi, \nu_{\pm}, T)}{L_{\nu}^{\text{incident}}(\nu_{\pm}, \theta, \varphi)}$$

Sur base d'un équilibre thermodynamique, Kirchoff démontre que :

$$\varepsilon(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \alpha(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)$$

Propriétés des corps et enceinte noirs

Les propriétés qui suivent peuvent se déterminer par simple déduction sans l'aide d'équations.

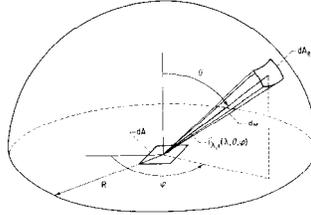


Le corps noir est un **absorbeur parfait** pour toute longueur d'onde et pour toute direction. C'est un émetteur parfait, il émet plus que n'importe quel autre corps à $T, \lambda, \theta, \varphi$, équivalents. Quand on place un corps noir à l'intérieur d'une enceinte noire, à l'équilibre, le tout est à la même température et le flux net sur chaque élément de surface est nul pour respecter le second principe de la thermodynamique. Le fait que chaque corps continue cependant à émettre du rayonnement même à l'équilibre thermique avec son environnement est appelé la loi de Prevost. Il résulte du fait que la température du corps noir à l'intérieur de l'enceinte noire ne varie pas avec la position ou l'orientation du corps noir, que le rayonnement à l'intérieur de l'enceinte noire est **homogène et isotrope**.

Contrôle thermique

Loi de Kirchhoff

Si dans l'enceinte noire à température T , on remplace le corps noir par un corps quelconque, il aura une température d'équilibre T . La luminance incidente sur une unité de surface (isotropie du rayonnement à l'intérieur d'une enceinte noire) vaut $L_{\lambda}^{c.n.}(\lambda_{\pm}, T)$.

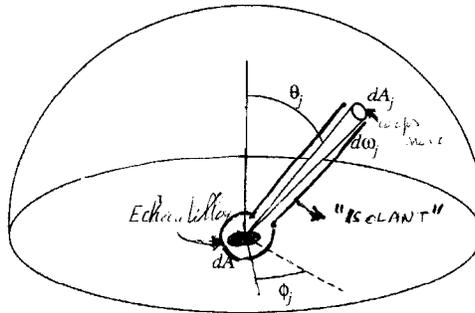


L'élément de surface dA émet :

$$d^3 P_{\text{émise}} = \varepsilon_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) \cdot L_{\lambda}^{c.n.}(\lambda_{\pm}, T) \cdot dA \cdot \cos \theta \cdot d\omega \cdot d\lambda_{\pm}$$

$$\text{direction : } d^3 P_{\text{absorbée}} = \alpha_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) \cdot L_{\lambda}^{c.n.}(\lambda_{\pm}, T) \cdot dA \cdot \cos \theta \cdot d\omega \cdot d\lambda_{\pm}$$

Pour maintenir l'isotropie de la luminance à l'intérieur de l'enceinte et par conséquent maintenir un équilibre énergétique, il faut que $\varepsilon_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \alpha_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)$. Cette égalité entre l'émissivité et l'absorptivité spectrales et directionnelles est **rigoureuse et n'est soumise à aucune restriction si ce n'est l'équilibre thermique**. C'est la forme générale de la loi de Kirchhoff. La démonstration qui suit, est peut-être plus convainquante.



J'entoure tout d'un isolant parfait (corps à 0K parfaitement réflecteur), sauf là où je veux permettre l'échange entre la surface échantillon et l'enceinte noire, dans un élément d'angle solide, dans une direction donnée et on aboutit à la même conclusion.

Récemment, W.C Snyder, Z. Wan et X. Li (Applied Optics 37, 16, (1998) 3464-3470) prétendent que la loi de Kirchhoff et la propriété de réciprocité de la réflectance (voir plus loin) ne peuvent se démontrer sur base de la conservation de l'énergie. En fait, ces propriétés conduisent bien à la conservation de l'énergie mais ce ne sont pas les seules possibilités respectant la conservation de l'énergie c. à d. qu'on peut avoir conservation de l'énergie et violation des lois de Kirchhoff et de réciprocité de la BRDF (Fonction de distribution bidirectionnelle de la réflectivité). Il existerait d'ailleurs des matériaux (ou scènes terrestres boisées observées par satellites) pour lesquels ces propriétés ne sont pas vérifiées. Par contre, la réciprocité de la BRDF et l'équivalence de l'absorptivité et de l'émissivité directionnelles spectrales sont cependant vérifiées pour la majorité des corps ou structures (en l'absence de champ magnétique intense), qui sont invariants vis à vis de l'inversion du temps, ce qui est habituellement vérifié. Cela semble aussi indiquer qu'il ne soit pas nécessaire d'avoir équilibre thermique pour que ces propriétés soient vérifiées. Ceci est fondamental pour les applications où l'équilibre thermique n'est pas vérifié.

Qu'en est-il pour les émissivités, absorptivités intégrées ?

Démonstration habituellement trouvée dans les bouquins : en plaçant successivement, dans une enceinte noire, un échantillon puis un corps noir de même forme, on déduit comme précédemment que $\varepsilon_{\text{intégré}} = \alpha_{\text{intégré}}$. Que signifie cette égalité ? Si l'émissivité est une propriété intrinsèque d'une surface, l'absorptivité elle, par contre (à l'exclusion de l'absorptivité directionnelle spectrale) ne l'est pas : elle dépend des propriétés intrinsèques de la surface mais aussi du rayonnement incident; il est par conséquent, douteux qu'il y ait égalité entre les émissivités et les

Contrôle thermique

absorptivités intégrées. L'égalité que nous venons de démontrer n'est correcte que pour une absorptivité dans un flux isotrope d'encainte de corps noir. Nous allons voir à présent, dans quelles conditions, on pourrait avoir égalité entre les émissivités et les absorptivités intégrées.

L'émissivité et l'absorptivité spectrales et directionnelles, locales s'écrivent donc :

$$\varepsilon_{\lambda}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \frac{L_{\lambda}^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)}{L_{\lambda}^{\text{c.n.}}(\lambda_{\pm}, T)} = \alpha_{\lambda}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \frac{L_{\lambda}^{\text{absorbé}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)}{L_{\lambda}^{\text{incident}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)}$$

L'émissivité et l'absorptivité totales et directionnelles, locales s'écrivent :

$$\varepsilon_{\pm}(x, y, \theta, \varphi, T) = \frac{\int_0^{\infty} d\lambda L_{\lambda}^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)}{\int_0^{\infty} d\lambda L_{\lambda}^{\text{c.n.}}(\lambda_{\pm}, T)}$$

$$\alpha_{\pm}(x, y, \theta, \varphi, T) = \frac{\int_0^{\infty} d\lambda L_{\lambda}^{\text{absorbé}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)}{\int_0^{\infty} d\lambda L_{\lambda}^{\text{incident}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)}$$

L'émissivité et l'absorptivité spectrales hémisphériques, locales s'écrivent :

$$\varepsilon_{\pm}(x, y, \lambda_{\pm}, T) = \frac{\iint_{2\pi} d\varpi L_{\lambda}^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) \cdot \cos \theta}{\iint_{2\pi} d\varpi L_{\lambda}^{\text{c.n.}}(\lambda_{\pm}, T) \cdot \cos \theta}$$

$$\alpha_{\pm}(x, y, \lambda_{\pm}, T) = \frac{\iint_{2\pi} d\varpi L_{\lambda}^{\text{absorbé}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) \cdot \cos \theta}{\iint_{2\pi} d\varpi L_{\lambda}^{\text{incident}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) \cdot \cos \theta}$$

L'émissivité et l'absorptivité totales hémisphériques, locales s'écrivent :

$$\varepsilon_{\pm}(x, y, T) = \frac{\int_0^{\infty} d\lambda \cdot \iint_{2\pi} d\varpi L_{\lambda}^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) \cdot \cos \theta}{\int_0^{\infty} d\lambda \cdot \iint_{2\pi} d\varpi L_{\lambda}^{\text{c.n.}}(\lambda_{\pm}, T) \cdot \cos \theta}$$

$$\alpha_{\pm}(x, y, T) = \frac{\int_0^{\infty} d\lambda \cdot \iint_{2\pi} d\varpi L_{\lambda}^{\text{absorbé}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) \cdot \cos \theta}{\int_0^{\infty} d\lambda \cdot \iint_{2\pi} d\varpi L_{\lambda}^{\text{incident}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) \cdot \cos \theta}$$

Les émissivités sont des propriétés intrinsèques de la surface, mais les absorptivités ne sont pas des propriétés de la surface seule, elles dépendent de L_{inc} .

Contrôle thermique

Emissivité / Absorptivité	Egalité	Signification
Spectrales directionnelles	$\varepsilon_\lambda(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) = \alpha_\lambda(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T)$	
Totales directionnelles	$\varepsilon_\pm(x, y, \theta, \varphi, T) = \alpha_\pm(x, y, \theta, \varphi, T)$	$\frac{\int_0^\infty d\lambda L_\lambda^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}{\int_0^\infty d\lambda L_\lambda^{\text{c.n.}}(\lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta} = \frac{\int_0^\infty d\lambda L_\lambda^{\text{absorbéé}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}{\int_0^\infty d\lambda L_\lambda^{\text{incident}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}$
Spectrales hémisphériques	$\varepsilon_\lambda(x, y, \lambda_\pm, T) = \alpha_\lambda(x, y, \lambda_\pm, T)$	$\frac{\iint_{2\pi} d\varpi L_\lambda^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}{\iint_{2\pi} d\varpi L_\lambda^{\text{c.n.}}(\lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta} = \frac{\iint_{2\pi} d\varpi L_\lambda^{\text{absorbéé}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}{\iint_{2\pi} d\varpi L_\lambda^{\text{incident}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}$
Totales hémisphériques	$\varepsilon_\pm(x, y, T) = \alpha_\pm(x, y, T)$	$\frac{\int_0^\infty d\lambda \cdot \iint_{2\pi} d\varpi L_\lambda^{\text{émis}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}{\int_0^\infty d\lambda \cdot \iint_{2\pi} d\varpi L_\lambda^{\text{c.n.}}(\lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta} = \frac{\int_0^\infty d\lambda \cdot \iint_{2\pi} d\varpi L_\lambda^{\text{absorbéé}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}{\int_0^\infty d\lambda \cdot \iint_{2\pi} d\varpi L_\lambda^{\text{incident}}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_\pm, T) \cdot \cos \theta}$

Contrôle thermique

Emissivité / Absorptivité	Egalité	Condition de vérification
Spectrales directionnelles	$\varepsilon_{\lambda}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T) = \alpha_{\lambda}(x, y, \theta, \varphi, \lambda_{\pm}, T)$	A1. Matériau invariant vis à vis de l'inversion du temps A2. Equilibre thermique si la démonstration est basée sur la conservation de l'énergie
Totales directionnelles	$\varepsilon_{\pm}(x, y, \theta, \varphi, T) = \alpha_{\pm}(x, y, \theta, \varphi, T)$	A + 1) Si pour chaque θ, φ , fixés, la distribution spectrale de l'onde incidente est proportionnelle à celle d'un corps noir à la même température, le coefficient de proportionnalité pouvant varier avec la direction : $L^{inc}(\lambda, \theta, \varphi) = C(\theta, \varphi).L^{c.n.}(\lambda, T)$ Ou si 2) L'égalité $\varepsilon_{\pm}(x, y, \theta, \varphi, T) = \alpha_{\pm}(x, y, \theta, \varphi, T)$ est indépendante de λ . (Vérifié pour un corps gris)
Spectrales hémisphériques	$\varepsilon_{\lambda}(x, y, \lambda_{\pm}, T) = \alpha_{\lambda}(x, y, \lambda_{\pm}, T)$	A1 + Ou 3) la luminance rayonnante incidente ne dépend pas de θ, φ $L^{inc}(\lambda, \theta, \varphi) = L^{inc}(\lambda, 0, 0)$. Ou 4) L'égalité $\varepsilon_{\pm}(x, y, \theta, \varphi, T) = \alpha_{\pm}(x, y, \theta, \varphi, T)$ est indépendante de θ, φ . (Vérifié pour un corps diffus)
Totales hémisphériques	$\varepsilon_{\pm}(x, y, T) = \alpha_{\pm}(x, y, T)$	Si $A \cap [(1 \cap 3) \cup (2 \cap 3) \cup (1 \cap 4) \cup (2 \cap 4)]$ A. (Vérifié pour un corps gris-diffus)

Quelques définitions de réflectivités

La réflexion est le procédé par lequel le flux (puissance) électromagnétique incident sur une surface ou un milieu stationnaire (pour éviter l'effet Doppler, quitte cette surface du côté de l'onde incidente sans changer de longueur d'onde. La réflectance est la proportion de l'onde incidente qui est réfléchi. Pour des corps opaques, la réflectivité devrait être complémentaire à l'absorptivité : ce qui n'est pas absorbé est réfléchi mais dans toutes les directions de réflexions possibles. Plutôt que de coefficient de réflexion, on doit parler de fonction de distribution bidirectionnelle de réflexion appelée conventionnellement B.R.D.F. Nous utiliserons les notations ρ'' , ρ' , ρ suivant le nombre de directions (incidence / réflexion) sur lesquelles on n'a pas intégré. Pour simplifier les notations par contre, nous laisserons tomber la dépendance locale en x,y, toujours possible.

Réflectivité spectrale bidirectionnelle

$d^3 P'_{\lambda,incident}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) = dE'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i).dA.d\lambda = L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i).cos \theta_i .d\omega_i .dA.d\lambda$ représente la puissance incidente sur dA, dans le domaine dλ, venant de l'angle solide dω_i de la direction θ_i, φ_i

Si $dL''_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i)$ représente la luminance réfléchi bidirectionnelle, la BRDF s'écrit :

$$\rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{dL''_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{dE'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)} = \frac{dL''_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i).cos \theta_i .d\omega_i} \quad [sr^{-1}]$$

La présence de dω_i au dénominateur n'est pas gênante sauf pour la réflexion spéculaire.

Contrairement aux autres propriétés radiatives, il n'est pas exclu d'avoir $\rho''_{\lambda}(\lambda, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) > 1 [sr^{-1}]$.

Propriété de réciprocité de la réflectivité spectrale bidirectionnelle

Par des considérations de conservation de l'énergie : $d^4 P''_{\lambda,1-2-3} = d^4 P''_{\lambda,3-2-1}$ et de non violation du second

principe de la thermodynamique, on peut montrer que : $\rho''_{\lambda}(\lambda, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \rho''_{\lambda}(\lambda, \theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, T)$

Comme déjà dit, W.C Snyder, Z. Wan et X. Li (Applied Optics 37, 16, (1998) 3464-3470) prétendent que la propriété de réciprocité de la BRDF ne peut se démontrer sur base de la conservation de l'énergie. En fait, ces propriétés conduisent bien à la conservation de l'énergie mais ce ne sont pas les seules possibilités respectant la conservation de l'énergie c.à d. qu'on peut avoir conservation de l'énergie et violation des lois de Kirchhoff et de réciprocité de la BRDF (Fonction de distribution bidirectionnelle de la réflectivité). Il existerait d'ailleurs des matériaux (ou scènes terrestres boisées observées par satellites) pour lesquels ces propriétés ne sont pas vérifiées. Par contre, la réciprocité de la BRDF et l'équivalence de l'absorptivité et de l'émissivité directionnelles spectrales sont cependant vérifiées pour la majorité des corps ou structures en l'absence de champ magnétique intense, qui sont invariants vis à vis de l'inversion du temps ce qui est habituellement vérifié. Cela semble aussi indiquer qu'il ne soit pas nécessaire d'avoir équilibre thermique pour que ces propriétés soient vérifiées.

$$\rho''_{\lambda}(\lambda, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i) = \rho''_{\lambda}(\lambda, \theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r)$$

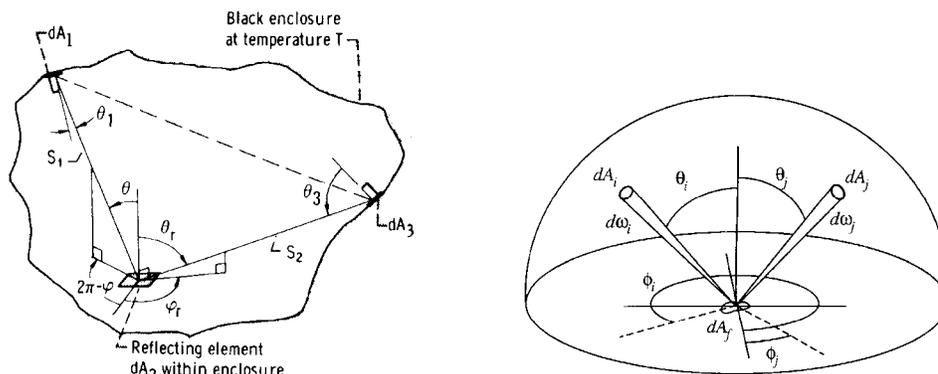


Fig. 1. Geometry definitions for the BRDF on the unit hemisphere.

Réflectivité spectrale directionnelle

La quantité d'énergie venant d'une direction donnée et qui est réfléchi dans l'hémisphère entier s'écrit :

$$\begin{aligned}
 d^3 P'_{\lambda, \text{réfléchi}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i) &= d\lambda_{\pm} \cdot dA \cdot \int_{2\pi} d\omega_r \cdot dL''_{\lambda, r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_r \\
 &= d\lambda_{\pm} \cdot dA \cdot \int_{2\pi} d\omega_r \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot L'_{\lambda, i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i \cdot d\omega_i \cdot \cos \theta_r \\
 &= L'_{\lambda, i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i \cdot d\omega_i \cdot d\lambda_{\pm} \cdot dA \cdot \int_{2\pi} d\omega_r \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_r
 \end{aligned}$$

La réflectivité spectrale – hémisphérique s'écrit alors :

$$\rho'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{d^3 P'_{\lambda, \text{réfléchi}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i)}{d^3 P'_{\lambda, \text{incident}}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)} = \int_{2\pi} d\omega_r \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_r \quad [1]$$

de façon un peu similaire on peut définir la réflectivité hémisphérique – spectrale.

Pour un éclairage de la surface sur 2π sr, la luminance de l'onde réfléchie vaut :

$$\begin{aligned}
 L'_{\lambda, r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r) &= \int_{2\pi} dL''_{\lambda, r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \\
 &= \int_{2\pi} d\omega_i \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot L'_{\lambda, i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_i \\
 \rho'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, T) &= \frac{\int_{2\pi} d\omega_i \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot L'_{\lambda, i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cos \theta_i}{\frac{1}{\pi} \int_{2\pi} d\omega_i \cdot L'_{\lambda, i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cos \theta_i} \quad [1] \\
 \rho'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, T) &= \frac{\int_{2\pi} dE'_i \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{\frac{1}{\pi} \int_{2\pi} dE'_i} = \frac{\pi \cdot \int_{2\pi} dL''_r}{\int_{2\pi} dE'_i} \\
 \rho'_{\lambda}(\lambda, \theta_r, \varphi_r, T) &= \frac{\pi \cdot \text{Energie}_{\text{réfléchi-dans-une-direction}}}{\text{Energie}_{\text{incidente-de-toute-direction}}} \quad [1]
 \end{aligned}$$

On peut voir que la réciprocité des réflectivités spectrales directionnelles est vérifiée si la luminance incidente est isotrope :

$$\begin{aligned}
 \rho'_{\lambda}(\lambda, \theta_i, \varphi_i, T) &= \rho'_{\lambda}(\lambda, \theta_r, \varphi_r, T) \\
 &= \int_{2\pi} d\omega_i \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_i
 \end{aligned}$$

où $(\theta_i, \varphi_i) = (\theta_r, \varphi_r)$

si $L'_{\lambda, \text{incident}}(\lambda, \theta, \varphi) = L'_{\lambda, \text{incident}}(\lambda, 0, 0)$

Réflectivité spectrale hémisphérique $\rho_{\lambda}(\lambda_{\pm})$

La Puissance touchant l'élément de surface par tranche de longueur d'onde s'écrit:

$$d^2 P_{\lambda, i}(\lambda) = d\lambda \cdot dA \cdot \int_{2\pi} d\omega_i \cdot L'_{\lambda, i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i$$

La partie de cette puissance qui est réfléchie quelle que soit la direction de réflexion s'écrit:

$$d^2 P_{\lambda, r}(\lambda) = d\lambda \cdot dA \cdot \int_{2\pi} d\omega_i \cdot \rho'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i) \cdot L'_{\lambda, i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i$$

$$\rho_{\lambda}(\lambda_{\pm}) = \frac{d^2 P_{\lambda,r}(\lambda_{\pm})}{d^2 P_{\lambda,i}(\lambda)} = \frac{\iint d\omega_i \cdot \rho'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i}{\iint_{2\pi} d\omega_i \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i} \quad [1]$$

Cas limite de la surface diffuse isotrope

Une surface diffuse isotrope est caractérisée par une BRDF:

$$\rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{dL''_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{dE'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)} = \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, T) \quad [\text{sr}^{-1}]$$

La réciprocité conduit à :

$$\rho''_{\lambda, \text{diffus-isotrope}}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{dL''_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{dE'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)} = \rho''_{\lambda, \text{diffus-isotrope}}(\lambda_{\pm}, T) \quad [\text{sr}^{-1}]$$

$$\rho'_{\lambda, \text{diffus-isotrope}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{d^3 P'_{\lambda, \text{réfléchi}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i)}{d^3 P'_{\lambda, \text{incident}}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)} = \iint_{2\pi} d\omega_r \cdot \rho''_{\lambda, \text{diffus-isotrope}}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_r$$

$$\rho'_{\lambda, \text{diffus-isotrope}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, T) = \rho''_{\lambda, \text{diffus-isotrope}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \pi \quad [1]$$

$$\text{La réciprocité conduit à : } \rho'_{\lambda, \text{diffus-isotrope}}(\lambda_{\pm}, T) = \pi \cdot \rho''_{\lambda, \text{diffus-isotrope}}(\lambda_{\pm}, T) \quad [1]$$

Pour une surface diffuse isotrope et une **luminance isotrope**: on a

$$L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, T) = \rho''_{\lambda, \text{diffus}}(\lambda_{\pm}, T) \cdot L'_{\lambda,i, \text{uniforme}}(\lambda) \cdot \iint_{2\pi} d\omega_i \cdot \cos \theta_i$$

$$= \pi \cdot \rho''_{\lambda, \text{diffus}}(\lambda_{\pm}, T) \cdot L'_{\lambda,i, \text{uniforme}}(\lambda)$$

$$L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, T) = \rho'_{\lambda, \text{diffus}}(\lambda_{\pm}, T) \cdot L'_{\lambda,i, \text{uniforme}}(\lambda)$$

C'est cette relation simplifiée qu'utilisent les ingénieurs, dans les calculs thermiques ("manuels") où l'on suppose des rayonnements géométriquement diffus uniformes.

$$L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, T) = \rho_{\lambda, \text{diffus}}(\lambda_{\pm}, T) \cdot L'_{\lambda,i, \text{uniforme}}(\lambda)$$

Cas limite de la surface spéculaire

Dans le cas d'une surface spéculaire, il n'y aura de l'énergie réfléchie que dans l'angle solide orienté en

$$\theta_r = \theta_i = \theta, \varphi_r = \varphi_i + \pi = \varphi + \pi.$$

$$\rho''_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, T) = \rho''_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, \theta_r = \theta_i, \varphi_r = \varphi_i + \pi, T) = \rho''_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)$$

$$L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r) = \iint_{2\pi} dL''_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)$$

$$= \iint_{2\pi} d\omega_i \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i$$

$$L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \rho''_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi) \cdot \cos \theta \cdot \Delta\omega_i$$

$$\theta_i = \theta = \theta_r; \varphi_i = \varphi = \varphi_r - \pi$$

$$\rho'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, T) = \frac{\iint d\omega_i \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cos \theta_i}{\frac{1}{\pi} \iint_{2\pi} d\omega_i \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cos \theta_i}$$

pour une lumière mince-uniforme →

$$\rho'_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \frac{\iint d\omega_i \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_i}{1} = \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_i \cdot \Delta\omega_i$$

$$L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \rho''_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi) \cdot \cos \theta \cdot \Delta\omega_i = \rho'_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)$$

$$\rho'_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \frac{L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)}{L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)}$$

$$\theta_i = \theta = \theta_r ; \varphi_i = \varphi = \varphi_r - \pi$$

La relation de réciprocité s'écrit:

$$L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \rho''_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi) \cdot \cos \theta \cdot \Delta\omega_i = \rho'_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)$$

$$\rho'_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \frac{L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)}{L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)}$$

$$\theta_i = \theta = \theta_r ; \varphi_i = \varphi = \varphi_r - \pi$$

$$\rho'_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, T) = \rho'_{\lambda, \text{spéculaire}}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, T) = \frac{L'_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)}{L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)}$$

$$\theta_i = \theta = \theta_r ; \varphi_i = \varphi = \varphi_r - \pi$$

Réflexivité totale bidirectionnelle

La BRDF totale bidirectionnelle s'écrit :

$$\rho''(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{\int_0^{\infty} d\lambda_{\pm} \cdot dL''_{\lambda,r}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{\cos \theta_i \cdot d\omega_i \cdot \int_0^{\infty} d\lambda_{\pm} \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)} \quad [\text{sr}^{-1}]$$

$$\rho''(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{dL''_r(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{\cos \theta_i \cdot d\omega_i \cdot L'_i(\theta_i, \varphi_i)} = \frac{dL''_r(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{dE'_i(\theta_i, \varphi_i)}$$

$$\rho''(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{\int_0^{\infty} d\lambda_{\pm} \cdot \rho''_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)}{\int_0^{\infty} d\lambda_{\pm} \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)}$$

Propriété de réciprocité de la réflexivité totale bidirectionnelle

$$\rho''(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \rho''(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, T)$$

Si la distribution spectrale des intensités incidentes est la même pour toutes les directions ou du moins pour les deux directions concernées:

$$L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) = C \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_r, \varphi_r)$$

Réflectivité totale directionnelle

Réflectivité totale directionnelle -hémisphérique

$$\rho'(\theta_i, \varphi_i, T) = \frac{\int_0^\infty d\lambda_\pm \cdot \rho'_\lambda(\lambda_\pm, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)}{\int_0^\infty d\lambda_\pm \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)}$$

Réflectivité totale hémisphérique - directionnelle

$$\rho'(\theta_r, \varphi_r, T) = \frac{\int_0^\infty d\lambda_\pm \cdot \rho'_\lambda(\lambda_\pm, \theta_r, \varphi_r, T) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)}{\int_0^\infty d\lambda_\pm \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)}$$

On a la réciprocité pour une irradiation uniforme et une distribution spectrale similaire

$$\rho''(\theta_r, \varphi_r, T) = \rho''(\theta_i, \varphi_i, T)$$

où $\theta_i = \theta_r$ et $\varphi_i = \varphi_r$

Réflectivité totale hémisphérique - hémisphérique

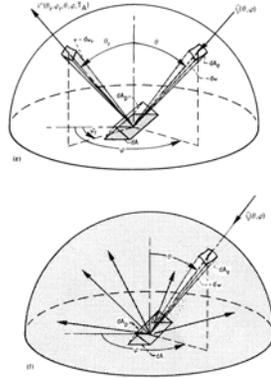
$$\rho(T) = \frac{\int_0^\infty d\lambda \cdot \rho_\lambda(\lambda_\pm) \cdot dA \cdot \iint_{2\pi} L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i}{\int_0^\infty d\lambda \cdot dA \cdot \iint_{2\pi} L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i} = \frac{\int_0^\infty d\lambda_\pm \cdot \rho_\lambda(\lambda_\pm) \cdot \iint_{2\pi} L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i}{\int_0^\infty d\lambda \cdot \iint_{2\pi} L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i}$$

Résumé des relations de réciprocité des réflectivités

Réflectivité	Egalité	Conditions
A. Spectrale Bidirectionnelle	$\rho''_\lambda(\lambda_\pm, \theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, T) = \rho''_\lambda(\lambda_\pm, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)$	Invariance vis à vis du temps
B. Spectrale Directionnelle	$\rho'_\lambda(\lambda_\pm, \theta_i, \varphi_i, T) = \rho'_\lambda(\lambda_\pm, \theta_r, \varphi_r, T)$ où $\theta_i = \theta_r, \varphi_i = \varphi_r$	si $L'_{\lambda,incident}(\lambda, \theta, \varphi) = L'_{\lambda,incident}(\lambda, 0, 0)$ ou si $\rho''_\lambda(\lambda, \theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, T)$ indépendant de $\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i$
C. Totale Bidirectionnelle	$\rho''(\theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, T) = \rho''(\theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)$	si $L'_{\lambda,incident}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) = C \cdot L'_{\lambda,incident}(\lambda, \theta_r, \varphi_r)$ ou si $\rho''_\lambda(\lambda, \theta_i, \varphi_i, \theta_r, \varphi_r, T)$ indépendant de λ
D. Totale Directionnelle	$\rho'(\theta_i, \varphi_i, T) = \rho'(\theta_r, \varphi_r, T)$ où $\theta_i = \theta_r, \varphi_i = \varphi_r$	A+ une des conditions B + une des conditions C

Réflectivité directionnelle-directionnelle

$$\rho_{\lambda}''(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{dL_{\lambda,r}''(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{dE_{\lambda,i}'(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i)}$$



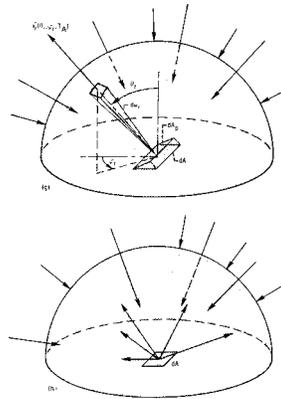
$$\rho_{\lambda}'(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i, T) = \frac{d^3 P'_{\lambda, \text{réfléchi}}(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i)}{d^3 P'_{\lambda, \text{incident}}(\lambda, \theta_i, \varphi_i)} = \frac{\iint_{2\pi} d\omega_r \cdot \rho_{\lambda}''(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T) \cdot \cos \theta_r}{2\pi} \quad [1]$$

Réflectivité directionnelle-hémisphérique

Réflectivité hémisphérique-directionnelle

$$\rho_{\lambda}'(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, T) = \frac{\iint dE_i' \cdot \rho_{\lambda}''(\lambda_{\pm}, \theta_r, \varphi_r, \theta_i, \varphi_i, T)}{2\pi} = \frac{\pi \cdot \iint dL_r''}{\frac{1}{\pi} \iint_{2\pi} dE_i'} = \frac{\iint_{2\pi} dE_i'}{2\pi}$$

$$\rho_{\lambda}'(\lambda, \theta_r, \varphi_r, T) = \frac{\pi \cdot \text{Energie}_{\text{réfléchi-dans-une-direction}}}{\text{Energie}_{\text{incidente-de-toute-direction}}} \quad [1]$$



$$\rho_{\lambda}(\lambda_{\pm}) = \frac{d^2 P_{\lambda,r}(\lambda_{\pm})}{d^2 P_{\lambda,i}(\lambda)} = \frac{\iint_{2\pi} d\omega_i \cdot \rho_{\lambda}'(\lambda_{\pm}, \theta_i, \varphi_i) \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i}{\iint_{2\pi} d\omega_i \cdot L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta_i, \varphi_i) \cdot \cos \theta_i} \quad [1]$$

Réflectivité directionnelle-directionnelle

Relation entre réflectivités, absorptivité et émissivité

Pour un corps opaque, l'énergie incidente se transforme sans perte en énergie absorbée et énergie réfléchie.

$$d^3 P'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi) = d^3 P'_{\lambda,a}(\lambda, \theta, \varphi, T) + d^3 P'_{\lambda,r,hémisphérique}(\lambda, \theta, \varphi, T)$$

$$1 = \frac{d^3 P'_{\lambda,a}(\lambda, \theta, \varphi, T)}{d^3 P'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)} + \frac{d^3 P'_{\lambda,r,hémisphérique}(\lambda, \theta, \varphi, T)}{d^3 P'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi)}$$

$$1 = \alpha'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) + \rho'_{\lambda,directionnel-hémisphérique}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)$$

En appliquant la relation de Kirchhoff rigoureuse, on obtient :

$1 = \varepsilon'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) + \rho'_{\lambda,directionnel-hémisphérique}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T)$ sans restriction. Cette relation fournit une méthode expérimentale de détermination de l'émissivité d'une surface en mesurant sa réflectivité directionnelle-hémisphérique.

Si on intègre sur toutes les longueurs d'onde de la source incidente, on obtient **les propriétés totales, directionnelles – hémisphériques** et la relation de conservation de l'énergie rigoureuse s'écrit

$$1 = \alpha'(\theta, \varphi, T) + \rho'_{directionnel-hémisphérique}(\theta, \varphi, T)$$

Si on peut appliquer la relation de Kirchhoff intégrée, on obtient:

$$1 = \varepsilon'(\theta, \varphi, T) + \rho'_{directionnel-hémisphérique}(\theta, \varphi, T) \text{ à condition que}$$

1. $L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi) = C(\theta, \varphi).L'_{\lambda,corps-noir}(\lambda, T_{de_la_surface})$ **ou**
2. **La surface est grise directionnelle:** $\varepsilon'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \alpha'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \varepsilon'_{\lambda}(\theta, \varphi, T)$

Lorsqu'il s'agit de déterminer l'émissivité par la mesure de la réflectivité, on peut s'arranger pour que le spectre de la source du laboratoire respecte les conditions imposées. Pour les applications pratiques d'échanges thermiques, la situation est moins probable puisqu'on n'est pas en équilibre thermique et les α intégrés dépendent autant si pas plus de la température de la source que de la température de la surface concernée.

Si on intègre sur toutes les angles, on obtient **les propriétés spectrales, hémisphériques – hémisphériques** et la relation de conservation de l'énergie rigoureuse devient :

$$1 = \alpha_{\lambda}(\lambda_{\pm}, T) + \rho_{\lambda,hémisphérique-hémisphérique}(\lambda_{\pm}, T)$$

Si on peut appliquer la relation de Kirchhoff intégrée, on obtient:

$$1 = \varepsilon_{\lambda}(\lambda_{\pm}, T) + \rho_{\lambda,hémisphérique-hémisphérique}(\lambda_{\pm}, T) \text{ à condition que}$$

3. $L'_{\lambda,i}(\lambda, \theta, \varphi) = L'_{\lambda,i}(\lambda, 0, 0)$ **ou**
4. **La surface est DIFFUSE:** $\varepsilon'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \alpha'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \varepsilon'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, 0, 0, T)$

Si on intègre sur toutes les angles et les longueurs d'onde, on obtient **les propriétés totales, hémisphériques – hémisphériques** et la relation de conservation de l'énergie rigoureuse devient :

$$1 = \alpha(T) + \rho_{hémisphérique-hémisphérique}(T)$$

Si on peut appliquer la relation de Kirchhoff intégrée, on obtient:

$$1 = \varepsilon(T) + \rho_{hémisphérique-hémisphérique}(T) \text{ à condition que (1 ou 2) et (3 ou 4) soient vérifiées.}$$

Cette propriété est donc vérifiée si la surface est grise- diffuse par exemple.

Hypothèses faites dans les calculs d'ingénieurs

Hypothèse de surface grise directionnelle

La surface est grise directionnelle: spectral bidirect. $\varepsilon'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \alpha'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, \theta, \varphi, T) = \varepsilon'_{\lambda}(\theta, \varphi, T)$

Total directionnel $\varepsilon'(\theta, \varphi, T) = \alpha'(\theta, \varphi, T) = \varepsilon'_{\lambda}(\theta, \varphi, T)$ **oui car gris**

Spectral - hémisphérique $\varepsilon'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, T) = \alpha'_{\lambda}(\lambda_{\pm}, T) = \varepsilon'_{\lambda}(\theta, \varphi, T)$ **si diffus ou si éclairement isotrope**

Total - hémisphérique $\varepsilon(T) = \alpha(T) = \varepsilon'_{\lambda}(T)$ **si diffus ou si éclairement isotrope en plus d'être gris.**

Hypothèse de surface grise diffuse

La surface est DIFFUSE et on a donc:

$$\varepsilon'_\lambda(\lambda_\pm, \theta, \varphi, T) = \alpha'_\lambda(\lambda_\pm, \theta, \varphi, T) = \varepsilon'(\theta, \varphi, T) = \alpha'(\theta, \varphi, T) =$$

$$\varepsilon(\lambda_\pm, \theta, \varphi, T) = \alpha(\lambda_\pm, \theta, \varphi, T) = \dots = \varepsilon'_\lambda(T)$$

Hypothèses pratiques de calculs

Pour rendre les calculs d'échanges thermiques radiatifs réalisables à la main et à la machine, on fait généralement des hypothèses simplificatrices sur les propriétés thermo - optiques des surfaces sinon les calculs seraient inutilement complexes et par ailleurs, on ne dispose généralement pas de résultats expérimentaux ou théoriques sur les distributions spectrales et géométriques des émissivités, des absorptivités et des réflectivités.

Pour les calculs manuels, on idéalise les surfaces par des surfaces grises diffuses. On idéalise le rayonnement qui atteint une surface comme un rayonnement isotrope. Le caractère isotrope de la réflectivité peut être abandonné si on utilise des logiciels de tracé de rayons pour le calcul des échanges thermiques.

Les propriétés thermo-optiques dépendant de la température, on peut en tenir compte même dans les calculs manuels en faisant plusieurs itérations dans les calculs.

Pour ce qui concerne le caractère gris des surfaces, on améliore fortement la situation des calculs d'échanges radiatifs de composants d'un satellite qui se trouvent à température "ordinaire" et soumis au rayonnement solaire à 5700K, en considérant deux domaines d'intégration du spectre.

Il faut savoir que dans le spectre d'un corps noir à température T, la luminance spectrale est maximum pour

$$\lambda_{\max}(T) = \frac{2898}{T(K)} (\mu m).$$

98 % de la puissance est comprise dans $[0,5 \cdot \lambda_{\max}; 8 \lambda_{\max}]$

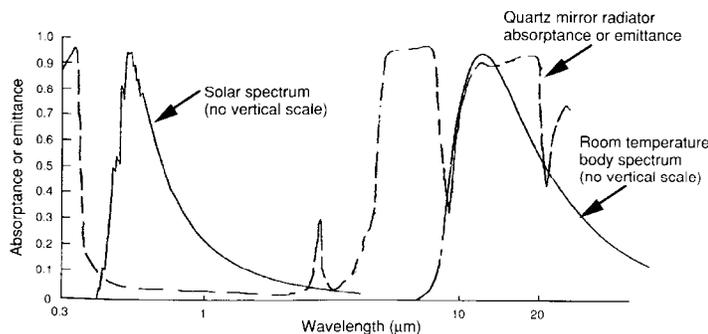
95 % de la puissance est comprise dans $[0,57 \cdot \lambda_{\max}; 5,5 \lambda_{\max}]$

90 % de la puissance est comprise dans $[0,65 \cdot \lambda_{\max}; 4,5 \lambda_{\max}]$

Le soleil peut être assimilé à un corps noir à 5700 K pour lequel $\lambda_{\max}(T) \approx 0,4 (\mu m)$

Un corps à 50 °C peut être assimilé à un corps noir à 323 K pour lequel $\lambda_{\max}(T) \approx 9 (\mu m)$

Le spectre solaire qui est absorbé et réfléchi par les surfaces du satellite est très différent des spectres des rayonnements qu'émettent et s'échangent les surfaces des satellites.



C'est pourquoi les thermiciens de la NASA et de l'ESA, moyennent les propriétés thermo-optiques des surfaces de satellite sur deux domaines :

Le spectre "visible" des thermiciens: 0.3 μm – 2.5 μm

Le spectre "infrarouge" des thermiciens: 4.5 μm – 40 μm

L'hypothèse de corps gris diffus est alors utilisée mais le corps n'est pas tout à fait gris, il a une "couleur" différente sous ces deux spectres.

Comme le corps est gris diffus dans une bande du spectre, on a la relation de Kirchhoff totale intégrée:

$\alpha = \varepsilon$ que l'on note α dans le domaine du "visible"

$\alpha = \varepsilon$ que l'on note ε dans le domaine de l'"infrarouge".

Cette convention est assez surprenante et prête à confusion quand on ne la connaît pas. Elle pourrait se justifier en disant que dans le domaine du spectre solaire, seul le flux solaire est concerné et dans ce cas, on ne s'intéresse pas à l'émissivité mais bien à l'absorptivité et à la réflectivité des surfaces dans le spectre solaire, pour déterminer les

reflections et après les réflexions multiples possibles du flux solaire entre les parois du satellite, les puissances absorbées par les différentes surfaces.

Loi de Planck

$$\lambda_m T = b = 2,897 \cdot 10^{-3} \text{ mK}$$

$$c_2 = c h / k = 1,4385 \cdot 10^{-2} \text{ mK}$$

Table des valeurs réduites des luminances monochromatiques du rayonnement d'équilibre

$$x = \frac{\lambda}{\lambda_m} \quad y = \frac{L_\lambda^0}{L_{\lambda_m}^0} = \frac{\left(\frac{\lambda_m}{\lambda}\right)^5 \left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda} \left(\frac{\lambda_m}{\lambda}\right)\right) - 1 \right]}{\left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda}\right) - 1 \right]} = \frac{\left[\exp\left(\frac{c_2}{b x}\right) - 1 \right]}{x^5 \alpha}$$

λ	y	x	y	x	y	x	y	x	y
0,10	4,17.10 ⁻¹⁵	0,61	49,17.10 ⁻²	1,06	99,20.10 ⁻²	1,51	70,30.10 ⁻²	2,30	28,87.10 ⁻²
0,15	7,91.10 ⁻⁹	0,62	51,70.10 ⁻²	1,07	98,92.10 ⁻²	1,52	69,56.10 ⁻²	2,35	27,31.10 ⁻²
0,20	7,37.10 ⁻⁶	0,63	51,20.10 ⁻²	1,08	98,60.10 ⁻²	1,53	68,83.10 ⁻²	2,40	25,85.10 ⁻²
		0,64	56,67.10 ⁻²	1,09	98,26.10 ⁻²	1,54	68,10.10 ⁻²	2,45	24,47.10 ⁻²
		0,65	59,08.10 ⁻²	1,10	97,88.10 ⁻²	1,55	67,38.10 ⁻²	2,50	23,18.10 ⁻²
0,21	1,88.10 ⁻⁵	0,66	61,45.10 ⁻²	1,11	97,47.10 ⁻²	1,56	66,66.10 ⁻²	2,55	21,96.10 ⁻²
0,22	4,37.10 ⁻⁵	0,67	63,78.10 ⁻²	1,12	97,04.10 ⁻²	1,57	65,94.10 ⁻²	2,60	20,83.10 ⁻²
0,23	9,31.10 ⁻⁵	0,68	66,06.10 ⁻²	1,13	96,59.10 ⁻²	1,58	65,22.10 ⁻²	2,65	19,76.10 ⁻²
0,24	1,85.10 ⁻⁴	0,69	68,25.10 ⁻²	1,14	96,12.10 ⁻²	1,59	64,51.10 ⁻²	2,70	18,75.10 ⁻²
0,25	3,45.10 ⁻⁴	0,70	70,42.10 ⁻²	1,15	95,63.10 ⁻²	1,60	63,80.10 ⁻²	2,75	17,79.10 ⁻²
0,26	6,10.10 ⁻⁴	0,71	72,48.10 ⁻²	1,16	95,11.10 ⁻²	1,61	63,10.10 ⁻²	2,80	16,88.10 ⁻²
0,27	1,02.10 ⁻³	0,72	74,48.10 ⁻²	1,17	94,56.10 ⁻²	1,62	62,41.10 ⁻²	2,85	16,05.10 ⁻²
0,28	1,62.10 ⁻³	0,73	76,42.10 ⁻²	1,18	93,99.10 ⁻²	1,63	61,73.10 ⁻²	2,90	15,28.10 ⁻²
0,29	2,54.10 ⁻³	0,74	78,28.10 ⁻²	1,19	93,39.10 ⁻²	1,64	61,05.10 ⁻²	2,95	14,53.10 ⁻²
0,30	3,80.10 ⁻³	0,75	80,05.10 ⁻²	1,20	92,77.10 ⁻²	1,65	60,38.10 ⁻²	3,00	13,83.10 ⁻²
0,31	5,50.10 ⁻³	0,76	81,74.10 ⁻²	1,21	92,14.10 ⁻²	1,66	59,72.10 ⁻²	3,10	12,57.10 ⁻²
0,32	7,74.10 ⁻³	0,77	83,36.10 ⁻²	1,22	91,50.10 ⁻²	1,67	59,06.10 ⁻²	3,20	11,41.10 ⁻²
0,33	1,062.10 ⁻²	0,78	84,91.10 ⁻²	1,23	90,85.10 ⁻²	1,68	58,40.10 ⁻²	3,30	10,38.10 ⁻²
0,34	1,425.10 ⁻²	0,79	86,36.10 ⁻²	1,24	90,19.10 ⁻²	1,69	57,75.10 ⁻²	3,40	9,47.10 ⁻²
0,35	1,870.10 ⁻²	0,80	87,74.10 ⁻²	1,25	89,51.10 ⁻²	1,70	57,11.10 ⁻²	3,50	8,66.10 ⁻²
0,36	2,410.10 ⁻²	0,81	89,04.10 ⁻²	1,26	88,82.10 ⁻²	1,71	56,47.10 ⁻²	3,60	7,92.10 ⁻²
0,37	3,051.10 ⁻²	0,82	90,26.10 ⁻²	1,27	88,12.10 ⁻²	1,72	55,84.10 ⁻²	3,70	7,26.10 ⁻²
0,38	3,801.10 ⁻²	0,83	91,40.10 ⁻²	1,28	87,41.10 ⁻²	1,73	55,21.10 ⁻²	3,80	6,67.10 ⁻²
0,39	4,667.10 ⁻²	0,84	92,46.10 ⁻²	1,29	86,70.10 ⁻²	1,74	54,59.10 ⁻²	3,90	6,14.10 ⁻²
0,40	5,648.10 ⁻²	0,85	93,45.10 ⁻²	1,30	85,98.10 ⁻²	1,75	53,98.10 ⁻²	4,00	5,65.10 ⁻²
0,41	6,76.10 ⁻²	0,86	94,35.10 ⁻²	1,31	85,26.10 ⁻²	1,76	53,37.10 ⁻²	4,50	3,83.10 ⁻²
0,42	8,00.10 ⁻²	0,87	95,19.10 ⁻²	1,32	84,53.10 ⁻²	1,77	52,76.10 ⁻²	5,00	2,68.10 ⁻²
0,43	9,36.10 ⁻²	0,88	95,95.10 ⁻²	1,33	83,79.10 ⁻²	1,78	52,16.10 ⁻²	6,00	1,421.10 ⁻²
0,44	10,84.10 ⁻²	0,89	96,63.10 ⁻²	1,34	83,05.10 ⁻²	1,79	51,57.10 ⁻²	7,00	8,20.10 ⁻³
0,45	12,45.10 ⁻²	0,90	97,24.10 ⁻²	1,35	82,30.10 ⁻²	1,80	50,99.10 ⁻²	8,00	5,05.10 ⁻³
0,46	14,18.10 ⁻²	0,91	97,78.10 ⁻²	1,36	81,55.10 ⁻²	1,82	49,84.10 ⁻²	9,00	3,27.10 ⁻³
0,47	16,02.10 ⁻²	0,92	98,26.10 ⁻²	1,37	80,80.10 ⁻²	1,84	48,70.10 ⁻²	10,00	2,23.10 ⁻³
0,48	17,97.10 ⁻²	0,93	98,68.10 ⁻²	1,38	80,04.10 ⁻²	1,86	47,60.10 ⁻²	15,00	4,78.10 ⁻⁴
0,49	20,03.10 ⁻²	0,94	99,04.10 ⁻²	1,39	79,29.10 ⁻²	1,88	46,52.10 ⁻²	20,00	1,58.10 ⁻⁴
0,50	22,17.10 ⁻²	0,95	99,34.10 ⁻²	1,40	78,53.10 ⁻²	1,90	45,46.10 ⁻²	25,00	6,2.10 ⁻⁵
0,51	24,39.10 ⁻²	0,96	99,59.10 ⁻²	1,41	77,77.10 ⁻²	1,92	44,43.10 ⁻²	30,00	3,25.10 ⁻⁵
0,52	26,70.10 ⁻²	0,97	99,78.10 ⁻²	1,42	77,01.10 ⁻²	1,94	43,42.10 ⁻²	35,00	1,7.10 ⁻⁵
0,53	29,06.10 ⁻²	0,98	99,90.10 ⁻²	1,43	76,26.10 ⁻²	1,96	42,43.10 ⁻²	40,00	1,05.10 ⁻⁵
0,54	31,48.10 ⁻²	0,99	99,97.10 ⁻²	1,44	75,51.10 ⁻²	1,98	41,47.10 ⁻²	45,00	6,7.10 ⁻⁶
0,55	33,95.10 ⁻²	1,00	100,00.10 ⁻²	1,45	74,76.10 ⁻²	2,00	40,54.10 ⁻²	50,00	4,36.10 ⁻⁶
0,56	36,45.10 ⁻²	1,01	99,98.10 ⁻²	1,46	74,01.10 ⁻²	2,05	38,27.10 ⁻²		
0,57	38,98.10 ⁻²	1,02	99,91.10 ⁻²	1,47	73,27.10 ⁻²	2,10	36,14.10 ⁻²		
0,58	41,52.10 ⁻²	1,03	99,79.10 ⁻²	1,48	72,52.10 ⁻²	2,15	34,14.10 ⁻²		
0,59	44,08.10 ⁻²	1,04	99,63.10 ⁻²	1,49	71,78.10 ⁻²	2,20	32,28.10 ⁻²		
0,60	46,63.10 ⁻²	1,05	99,44.10 ⁻²	1,50	71,04.10 ⁻²	2,25	30,53.10 ⁻²		

TABLE 2 (3)

Solar Spectral Irradiance at 1 AU (Solar Constant of $135.30 \text{ mW} \cdot \text{cm}^{-2}$).

Wavelength, λ (μm)	Average Irradiance, P_{λ} ($\text{W} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}$)	Area under curve, A_{λ} ($\text{mW} \cdot \text{cm}^{-2}$)	Portion of solar constant with wavelength $\Delta\lambda$, D_{λ} (%)	Wavelength (μm)	Average Irradiance, P_{λ} ($\text{W} \cdot \text{cm}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}$)	Area under curve, A_{λ} ($\text{mW} \cdot \text{cm}^{-2}$)	Portion of solar constant with wavelength $\Delta\lambda$, D_{λ} (%)
0.120	0.000010	0.0001000	0.0000	0.505	0.1312	45.7042	33.809
0.130	0.000008	0.0001000	0.0000	0.590	0.1700	46.5972	34.448
0.140	0.000007	0.0001000	0.0000	0.595	0.1621	49.4427	35.065
0.150	0.000021	0.0001000	0.0000	0.585	0.1664	48.2797	35.803
0.170	0.000063	0.0011000	0.0010	0.605	0.1647	49.1079	36.296
0.180	0.001215	0.0022000	0.00170	0.610	0.1635	49.9264	36.982
0.190	0.002271	0.0042000	0.00314	0.620	0.1601	51.5469	38.008
0.200	0.00107	0.019955	0.0081	0.630	0.1570	53.1329	39.258
0.210	0.00227	0.027395	0.0205	0.640	0.1544	54.6899	40.421
0.220	0.00575	0.067985	0.0502	0.650	0.1519	56.2174	41.530
0.225	0.00645	0.095395	0.0729	0.660	0.1486	57.7159	42.658
0.230	0.00667	0.131495	0.0972	0.670	0.1456	59.1869	43.745
0.235	0.00591	0.162995	0.1205	0.680	0.1427	60.6326	44.818
0.240	0.00516	0.195366	0.1410	0.690	0.1402	62.0477	45.856
0.245	0.00723	0.227385	0.1681	0.700	0.1379	63.4264	46.860
0.250	0.00704	0.263960	0.1946	0.710	0.1349	64.7649	47.822
0.255	0.0199	0.186660	0.2267	0.720	0.1316	66.0630	48.865
0.260	0.0110	0.265100	0.279	0.730	0.1290	67.3239	49.827
0.265	0.0185	0.445910	0.328	0.740	0.1260	68.5490	50.769
0.270	0.0232	0.648160	0.485	0.750	0.1235	69.7394	51.691
0.275	0.0204	0.857160	0.636	0.760	0.1215	70.8954	52.591
0.280	0.0222	0.783660	0.584	0.770	0.1187	72.0184	53.466
0.285	0.0315	0.807960	0.604	0.780	0.1165	73.1104	54.316
0.290	0.0512	0.90976	0.671	0.790	0.1149	74.1734	55.146
0.295	0.0324	1.26366	0.928	1.000	0.0916	90.0134	66.546
0.300	0.0514	1.63816	1.211	1.400	0.0572	100.676	74.409
0.305	0.0603	1.9174	1.417	1.200	0.0804	106.056	78.186
0.310	0.0829	2.2404	1.656	1.200	0.0796	110.456	81.630
0.315	0.0764	2.60366	1.924	1.400	0.0316	114.116	84.143
0.320	0.0610	1.00816	2.219	1.500	0.0287	117.231	86.645
0.325	0.0975	3.4534	2.552	1.600	0.0255	119.886	88.687
0.330	0.1059	3.9619	2.928	1.700	0.0232	122.116	90.274
0.335	0.1061	4.4969	3.324	1.800	0.0199	123.921	91.590
0.340	0.1074	5.0566	3.722	1.900	0.0176	125.166	92.643
0.345	0.1069	5.5541	4.118	2.000	0.0161	126.791	93.480
0.350	0.0951	6.1591	4.517	2.100	0.0150	127.856	94.202
0.355	0.1003	6.6599	4.919	2.200	0.0139	128.161	94.827
0.360	0.1060	7.1966	5.317	2.300	0.0108	128.416	95.370
0.365	0.1132	7.7466	5.723	2.400	0.0084	129.636	95.850
0.370	0.1181	8.2191	6.151	2.500	0.0054	130.266	96.294
0.375	0.1157	8.9064	6.583	2.600	0.0044	130.796	96.671
0.380	0.1120	9.4766	7.001	2.700	0.0041	131.251	97.007
0.385	0.1050	10.0302	7.413	2.800	0.00199	131.641	97.304
0.390	0.1098	10.5792	7.819	2.900	0.00150	132.011	97.568
0.395	0.1189	11.1509	8.242	3.000	0.00310	132.361	97.827
0.400	0.1429	11.8054	8.725	3.100	0.00260	132.646	98.084
0.405	0.1644	12.5737	9.293	3.200	0.00226	132.869	98.308
0.410	0.1751	13.4226	9.920	3.300	0.00192	133.090	98.524
0.415	0.1774	14.3037	10.577	3.400	0.00166	133.277	98.697
0.420	0.1747	15.1839	11.222	3.500	0.00146	133.431	98.826
0.425	0.1691	16.0639	11.858	3.600	0.00135	133.573	98.923
0.430	0.1639	16.9769	12.474	3.700	0.00123	133.702	99.019
0.435	0.1661	17.7824	13.064	3.800	0.00111	133.819	99.095
0.440	0.1610	18.5707	13.726	3.900	0.00100	133.924	99.160
0.445	0.1622	19.5037	14.415	4.000	0.00095	134.025	99.208
0.450	0.2006	20.4857	15.141	4.100	0.00087	134.116	99.252
0.455	0.2057	21.5014	15.892	4.200	0.00078	134.199	99.292
0.460	0.2066	22.5322	16.651	4.300	0.00071	134.273	99.322
0.465	0.2048	23.5687	17.414	4.400	0.00065	134.341	99.351
0.470	0.2023	24.5809	18.168	4.500	0.00059	134.403	99.377
0.475	0.2044	25.6002	18.921	4.600	0.00053	134.459	99.402
0.480	0.2074	26.6297	19.662	4.700	0.00048	134.509	99.426
0.485	0.1976	27.6422	20.410	4.800	0.00045	134.556	99.450
0.490	0.1950	28.6237	21.156	4.900	0.00041	134.599	99.472
0.495	0.1960	29.6011	21.878	5.000	0.00038	134.639	99.493
0.500	0.1922	30.5767	22.599	6.000	0.0001750	134.9106	99.71700
0.505	0.1920	31.5422	23.313	7.000	0.0000990	135.05306	99.88963
0.510	0.1882	32.4977	24.015	8.000	0.0000660	135.14956	99.97724
0.515	0.1833	33.4214	24.702	9.000	0.0000380	135.18356	99.99339
0.520	0.1833	34.3179	25.370	10.000	0.0000230	135.21506	99.997221
0.525	0.1852	35.2392	26.020	11.000	0.0000170	135.23406	99.997762
0.530	0.1842	36.1827	26.761	12.000	0.0000120	135.25056	99.99744
0.535	0.1818	37.0477	27.454	13.000	0.0000087	135.26091	99.997109
0.540	0.1781	37.9079	28.080	14.000	0.0000065	135.26601	99.996756
0.545	0.1754	38.8422	28.730	15.000	0.0000049	135.27221	99.996200
0.550	0.1725	39.7549	29.381	16.000	0.0000038	135.27756	99.995615
0.555	0.1720	40.6332	30.047	17.000	0.0000031	135.28101	99.995065
0.560	0.1695	41.4669	30.648	18.000	0.0000024	135.28376	99.994597
0.565	0.1705	42.3169	31.276	19.000	0.0000020	135.28623	99.994223
0.570	0.1712	43.1512	31.900	20.000	0.0000016	135.28756	99.993943
0.575	0.1719	44.0109	32.542	25.000	0.000000610	135.29328	99.993037
0.580	0.1715	44.8674	33.176	30.000	0.000000300	135.29556	99.992670
				35.000	0.000000160	135.29673	99.992548
				40.000	0.000000094	135.29735	99.992638
				50.000	0.000000018	135.29801	99.992525
				60.000	0.000000019	135.29820	99.992716
				80.000	0.000000007	135.29855	99.992820
				100.000	0.000000003	135.29865	99.992902
1000.000	0.000000000	135.30000	100.000000				

0.3 μm
 0.3 μm
 95%

Versible et la thermique

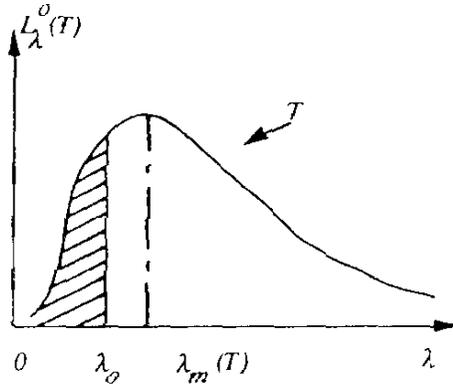
96,294

4,5 μm
 Infrarouge thermique < 1%

*Spectral irradiance averaged over small bandwidth centered at λ :
 0.3 to 0.75 μm (bandwidth, 0.01 μm)
 0.75 to 1.0 μm (bandwidth, 0.05 μm)
 1.0 to 5.0 μm (bandwidth, 0.1 μm)

Infrarouge thermique 4,5 - 40 μm
 Versible calculé de 0,3 à 2,5 μm

Fonction $z(0, \lambda_0/\lambda_m(T))$ pour le rayonnement d'équilibre



$$r = \frac{\lambda_0}{\lambda_m(T)}$$

$$z\left(0, \frac{\lambda_0}{\lambda_m(T)}\right) = \frac{\int_0^{\lambda_0} \pi L_\lambda^0(T) d\lambda}{\sigma T^4}$$

On rappelle que

- 1) $T \lambda_m(T) = 2898 \mu m K$
- 2) 98 % de la puissance est répartie entre $\frac{\lambda_m}{2}$ et $7 \lambda_m$

r	Z	r	Z	r	Z	r	Z
0,10	5,5 10 ⁻⁸						
0,20	4,0 10 ⁻⁸						
0,22	3,1 10 ⁻⁷	0,92	19,78 10 ⁻²	1,62	59,29 10 ⁻²	3,6	92,24 10 ⁻²
0,24	1,6 10 ⁻⁶	0,94	21,08 10 ⁻²	1,64	60,10 10 ⁻²	3,7	92,74 10 ⁻²
0,26	6,4 10 ⁻⁶	0,96	22,39 10 ⁻²	1,66	60,90 10 ⁻²	3,8	93,20 10 ⁻²
0,28	2,03 10 ⁻⁵	0,98	23,69 10 ⁻²	1,68	61,68 10 ⁻²	3,9	93,62 10 ⁻²
0,30	5,47 10 ⁻⁵	1,00	25,00 10 ⁻²	1,70	62,43 10 ⁻²	4,0	94,01 10 ⁻²
0,32	1,28 10 ⁻⁴	1,02	26,32 10 ⁻²	1,72	63,17 10 ⁻²	5,0	96,61 10 ⁻²
0,34	2,69 10 ⁻⁴	1,04	27,63 10 ⁻²	1,74	63,90 10 ⁻²	6,0	97,89 10 ⁻²
0,36	5,17 10 ⁻⁴	1,06	28,94 10 ⁻²	1,76	64,61 10 ⁻²	7,0	98,61 10 ⁻²
0,38	9,21 10 ⁻⁴	1,08	30,25 10 ⁻²	1,78	65,30 10 ⁻²	8,0	99,03 10 ⁻²
0,40	1,54 10 ⁻³	1,10	31,55 10 ⁻²	1,80	65,98 10 ⁻²	9,0	99,30 10 ⁻²
						10,0	99,48 10 ⁻²
0,42	2,43 10 ⁻³	1,12	32,83 10 ⁻²	1,82	66,65 10 ⁻²	15,0	99,84 10 ⁻²
0,44	3,66 10 ⁻³	1,14	34,09 10 ⁻²	1,84	67,29 10 ⁻²	20,0	99,927 10 ⁻²
0,46	5,30 10 ⁻³	1,16	35,34 10 ⁻²	1,86	67,92 10 ⁻²	30,0	99,978 10 ⁻²
0,48	7,41 10 ⁻³	1,18	36,58 10 ⁻²	1,88	68,54 10 ⁻²	40,0	99,991 10 ⁻²
0,50	10,05 10 ⁻³	1,20	37,81 10 ⁻²	1,90	69,15 10 ⁻²	50,0	99,995 10 ⁻²
						∞	100,0 10 ⁻²
0,52	1,33 10 ⁻²	1,22	39,02 10 ⁻²	1,92	69,75 10 ⁻²		
0,54	1,71 10 ⁻²	1,24	40,22 10 ⁻²	1,94	70,33 10 ⁻²		
0,56	2,16 10 ⁻²	1,26	41,40 10 ⁻²	1,96	70,89 10 ⁻²		
0,58	2,67 10 ⁻²	1,28	42,56 10 ⁻²	1,98	71,43 10 ⁻²		
0,60	3,25 10 ⁻²	1,30	43,71 10 ⁻²	2,00	71,96 10 ⁻²		
0,62	3,90 10 ⁻²	1,32	44,83 10 ⁻²	2,1	74,48 10 ⁻²		
0,64	4,61 10 ⁻²	1,34	45,93 10 ⁻²	2,2	76,72 10 ⁻²		
0,66	5,39 10 ⁻²	1,36	47,01 10 ⁻²	2,3	78,73 10 ⁻²		
0,68	6,22 10 ⁻²	1,38	48,07 10 ⁻²	2,4	80,53 10 ⁻²		
0,70	7,12 10 ⁻²	1,40	49,11 10 ⁻²	2,5	82,14 10 ⁻²		
0,72	8,07 10 ⁻²	1,42	50,13 10 ⁻²	2,6	83,58 10 ⁻²		
0,74	9,08 10 ⁻²	1,44	51,14 10 ⁻²	2,7	84,88 10 ⁻²		
0,76	10,14 10 ⁻²	1,46	52,12 10 ⁻²	2,8	86,05 10 ⁻²		
0,78	11,23 10 ⁻²	1,48	53,08 10 ⁻²	2,9	87,11 10 ⁻²		
0,80	12,37 10 ⁻²	1,50	54,03 10 ⁻²	3,0	88,07 10 ⁻²		
0,82	13,55 10 ⁻²	1,52	54,95 10 ⁻²	3,1	88,93 10 ⁻²		
0,84	14,75 10 ⁻²	1,54	55,86 10 ⁻²	3,2	89,72 10 ⁻²		
0,86	15,98 10 ⁻²	1,56	56,75 10 ⁻²	3,3	90,44 10 ⁻²		
0,88	17,23 10 ⁻²	1,58	57,61 10 ⁻²	3,4	91,10 10 ⁻²		
0,90	18,50 10 ⁻²	1,60	58,46 10 ⁻²	3,5	91,70 10 ⁻²		

L'exemple ci-dessous montre qu'il faut effectivement faire la distinction entre les réflexions dans le visible et dans l'infrarouge et pour les réflexions dans le visible, il faut utiliser $\rho = 1 - \alpha$; on utilise α pour déterminer le flux solaire absorbé qui va porter la surface du satellite à une certaine température, pas trop élevée; celle-ci va alors émettre avec une émissivité ε vers l'espace froid et vers les autres surfaces dont une partie est absorbée avec un coefficient d'absorption IR ε et une partie sera réfléchiée avec un coefficient de réflexion $\rho = 1 - \varepsilon$. L'exemple qui suit est typique des réflexions multiples du flux solaire qui peuvent se produire sur un satellite. Trois méthodes ont été appliquées :

- Une méthode rigoureuse
- Une méthode simplifiée que nous préconisons, avec l'utilisation de α et $\rho = 1 - \alpha$ pour calculer la répartition des flux solaires absorbés et puis de ε et $\rho = 1 - \varepsilon$ pour calculer les échanges thermiques et la répartition des températures
- La troisième méthode calcule à tort, toutes les réflexions y compris celle du flux solaire, avec $\rho = 1 - \varepsilon$.

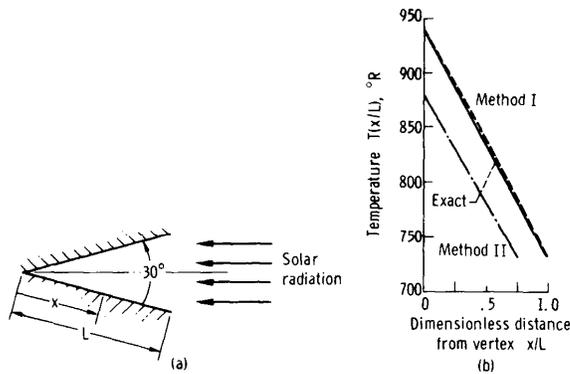


Figure 8-7 Effect of semigray approximations on computed temperature distribution in wedge cavity. (a) Geometry of wedge cavity; (b) temperature distribution along wedge, $\alpha_{\text{solar}} = 0.220$; $\alpha_{\text{infrarec}} = 0.099$.

Thermique

Le comportement d'un satellite est régi par les conditions d'environnement régnant dans l'espace. Les principales conditions intervenant dans le comportement sont :

- le vide interplanétaire,
- l'apesanteur, l'échauffement aérodynamique (pour les orbites basses),
- les rayonnements électromagnétiques,
- les flux de particules élémentaires et micrométéorites.

Le vide

On considère généralement que les échanges convectifs sont négligeables, dès que la pression est inférieure à 10^{-4} torrs.

Dans l'espace, la pression est inférieure à 10^{-6} torrs dès que l'altitude est supérieure à 200 km et pratiquement tous les satellites ont un périégée plus élevé.

En orbite, le vide est donc tel que tous les échanges convectifs avec l'environnement sont éliminés. Un corps isolé dans l'espace ne peut échanger que par rayonnement. Pour un boîtier situé à l'intérieur d'un satellite non pressurisé, les seuls modes d'évacuation de la chaleur sont le rayonnement et la conduction.

C'est une différence fondamentale avec le comportement au sol où souvent la convection naturelle est le mode de transfert prépondérant. (Ceci est surtout important pour le matériel électronique)

Les basses pressions régnant en orbite peuvent avoir un impact indirect sur le comportement de composants :

des matériaux peuvent dégazer et venir se recondenser sur des parties plus froides, en modifiant leurs caractéristiques thermo-optiques d'absorption et d'émission.

L'apesanteur

La convection ne peut intervenir que dans le cas des échanges internes dans une enceinte pressurisée (cabine spatiale par exemple). L'absence de gravité apparente (effet centrifuge annulant la gravité) empêche toute convection naturelle. Il ne peut y avoir en orbite que de la convection forcée.

L'échauffement aérodynamique des satellites en orbite basse.

L'échauffement aérodynamique est négligeable à une altitude supérieure à 300 km. Le tableau ci-dessous montre qu'à 150 km d'altitude, le flux thermique de frottement dans l'air est du même ordre de grandeur que le flux solaire. Entre 150 km et 300 km d'altitude, ce flux thermique diminue de deux ordres de grandeur; par conséquent, la coiffe de protection aérodynamique qui protège le satellite, ne devrait pas être enlevée en-dessous d'environ 150 km d'altitude.

Les particules élémentaires et les micrométéorites

Ces particules peuvent dégrader les surfaces de contrôle thermique et conduire à une variation de la température d'équilibre. Les UV peuvent également dégrader les surfaces thermo-optiques, les filtres,...

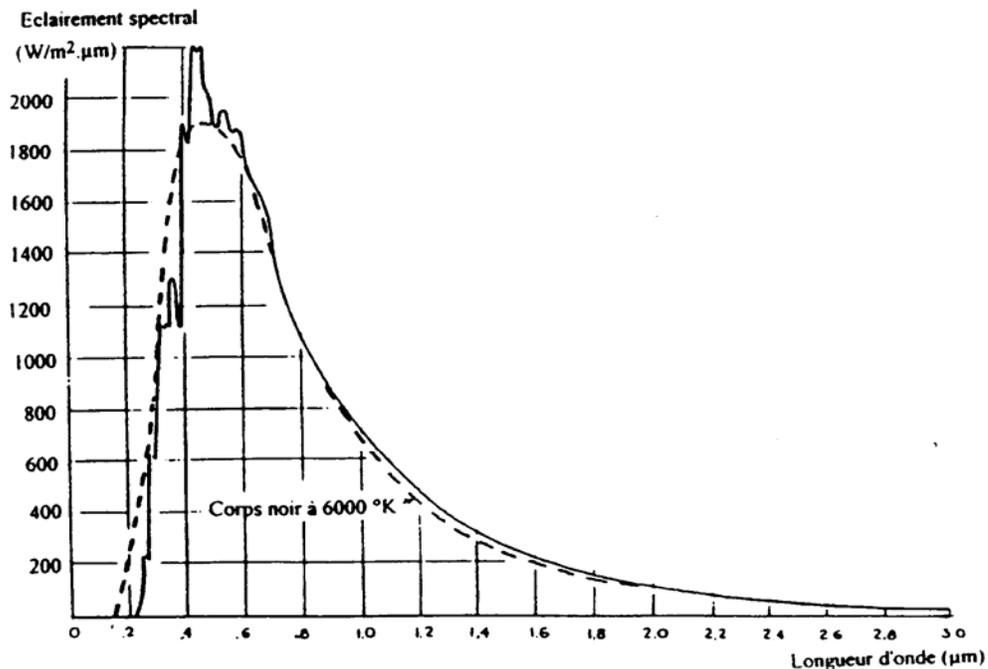
Les rayonnements électromagnétiques externes

Les rayonnements électromagnétiques intervenant dans le bilan thermique d'une expérience spatiale sont dans l'ordre d'importance :

- le rayonnement solaire direct,
- le rayonnement solaire rediffusé par une planète (par la Terre), ou rayonnement d'Albedo,
- le rayonnement émis par la planète (la Terre) et son atmosphère,
- le rayonnement de l'espace.

Le rayonnement solaire direct

Le soleil émet un rayonnement dont la distribution spectrale d'énergie est proche de celle du rayonnement émis par un corps noir à 5.762 K. Cette distribution possède un maximum autour de 0,5 μm et l'essentiel (95%) du rayonnement énergétique est dans le domaine 0.3 à 2.5 μm (rayonnement appelé "visible" par les thermiciens), moins de 1 % de l'énergie est rayonnée en-dessous de 1300 A (= 0,13 μm). Ce rayonnement UV est peu important du point de vue énergétique, mais il est important du point de vue scientifique, et d'autre-part, du point de vue technologique, il est responsable avec l'environnement corpusculaire du vieillissement de certains revêtements.



Hypothèse des thermiciens du spatial (NASA ; ESA): Ils généralisent le théorème de Kirchoff au-delà de ce qu'il dit vraiment, pour rendre les calculs plus abordables.

α absorptivité, ε émissivité

I.R. Thermique , 4.5 à 40 μm : $\alpha_{\text{IR}} = \varepsilon_{\text{IR}} = \varepsilon$ (convention de notation)

“Visible “ ou “SOLAIRE” , 0.3-2.5 μm : $\alpha_{\text{sol}} = \varepsilon_{\text{sol}} = \alpha$ (convention de notation)

Le soleil émet :

1 % de 0 à 0.3 μm
 95% de 0.3 à 2.5 μm “VISIBLE” des thermiciens
 3 % de 2.5 à 4.5 μm
 < 1 % dans 4.5 à 40 μm “IR thermique”
 ≈ 0 au-delà de 40 μm

Au voisinage de la Terre, à l'altitude où évoluent généralement les satellites artificiels, le flux solaire est supposé être un rayonnement parallèle (on néglige souvent le diamètre apparent du soleil, qui est vu sous un angle de 32 minutes).

(En fait, l'angle apparent de 32' du soleil est le même que celui de la Lune. Cet heureux hasard a permis de découvrir la couronne solaire lors des éclipses solaires. La couronne solaire émet dans l'UV, l'EUV, les X,... (hors atmosphère terrestre) plus que ne le ferait un corps noir à 6000 K).

La découverte de la couronne par les éclipses a conduit à son étude et dans l'espace à la découverte d'un rayonnement UV, EUV, X qu'on ne pouvait pas prévoir à partir d'un rayonnement d'un corps noir à 6000 K.

En dehors de l'atmosphère, la valeur moyenne de l'éclairement énergétique total sur un plan normal à la direction du Soleil est $1371 \pm 10 \text{ W/m}^2$ à 1 U.A. (Les 10 W/m^2 sont dus aux variations naturelles du soleil et aux erreurs de mesure. Plus précisément les variations de flux solaire sont les suivantes $1371 \text{ W/m}^2 \pm 0.3 \%$ d'incertitude $\pm 0.4 \%$ de variations journalières (taches solaires) $\pm 0.1 \%$ pour le cycle de 11 ans. En fait, l'orbite terrestre autour du Soleil est ellipse dont le Soleil occupe un des foyers. Cela entraîne une variation de la distance Terre-Soleil et donc de l'intensité du rayonnement solaire en fonction des saisons ($1371 \text{ W/m}^2 \pm 5 \text{ W/m}^2 \pm 3.4 \%$ de variations saisonnières).

$C_s = 1417 \pm 5 \text{ W/m}^2$ au solstice d'hiver, le 6/11
 $1380 \pm 5 \text{ W/m}^2$ à l'équinoxe du printemps
 $1365 \pm 5 \text{ W/m}^2$ à l'équinoxe d'automne
 $1327 \pm 5 \text{ W/m}^2$ au solstice d'été, le 6/7.

On constate qu'hors atmosphère, le soleil est plus chaud en notre hiver qu'en juin, la distance Terre/Soleil étant minimale en notre hiver (de l'hémisphère nord).

Pour les sondes interplanétaires, l'évolution de la constante solaire peut être beaucoup plus sensible. Au voisinage des planètes, la constante solaire vaut environ (évolution inversement proportionnelle au carré de la distance planète-soleil) :

<u>PLANETES</u>	<u>INTENSITE MOYENNE DE RAYONNEMENT SOLAIRE</u> (en % de la valeur à 1 U.A.)	<u>INTENSITE MOYENNE DE RAYONNEMENT SOLAIRE</u> (en W/m^2)
MERCURE	667.00%	9144.57

VENUS	191.00%	2618.61
TERRE	100.00%	1371
MARS	43.10%	490 à 700
JUPITER	3.69%	50.5899
SATURNE	1.10%	15.081
URANUS	0.27%	3.7017
NEPTUNE	0.11%	1.5081
PLUTON	0.06%	0.87744

Ceci constitue un problème évident de contrôle thermique pour les sondes interplanétaires, ainsi que de génération de puissance. Une sphère noire sans génération interne de puissance, aurait une température d'équilibre de :

- 190°C au voisinage de Mercure
- 15°C au voisinage de la Terre
- 50°C Mars
- 150°C Jupiter.

Pour rappel, l'énergie solaire absorbée par une surface se calcule de façon simple à cause du parallélisme du flux. Etant dans le vide, les ombres portées sont nettes (pas de diffraction atmosphérique) et pour un élément de surface éclairé, la puissance absorbée est donnée par :

$$q = F_s \cdot \alpha_s \cdot \text{Surface}$$

α_s = absorptivité solaire (c'est-à-dire moyennée sur le spectre solaire) du revêtement.

Le rayonnement albédo

Le coefficient d'absorptivité solaire des planètes n'est pas égal à 1 et par conséquent, une partie de flux solaire est renvoyée par la planète. Ce flux s'appelle flux albédo ou albédo de la planète.

Le coefficient d'albédo C_A est le rapport de l'énergie réémise à l'énergie solaire incidente. En fait, la Terre et son atmosphère réfléchissent le rayonnement solaire d'une manière diffuse et sans modifier notablement la distribution spectrale. Il y a seulement quelques raies d'absorption (vapeur d'eau, CO₂).

$$C_A = \frac{\text{Puissance intégrée sur le spectre réémise}}{\text{solaire intégrée}}$$

Au voisinage de la Terre, le coefficient d'albédo (C_A) varie fortement en fonction de la surface éclairée par le soleil :

- neige fraîche	C_A	=	0,8 à 0,9
- nuages		=	0,4 à 0,8
- déserts		=	0,25 à 0,30
- forêts		=	0,05 à 0,10
- océans		=	0,04

En réalité, sauf s'il s'agit d'un instrument particulièrement sensible et directifs au niveau d'un satellite en orbite, on ne tient compte que d'un coefficient albédo moyen valable sur toute l'orbite.

$$C_A = 0.30 \pm 0,02$$

Hot case parfois $C_A = 0,4$

Cold case parfois, on prend $C_A = 0,2$

Cette énergie d'albédo est importante surtout pour les satellites en orbite basse (altitude < 1500 km environ); elle représente environ 400 W/m² au point subsolaire. Cependant, le rayonnement albédo est différent du rayonnement solaire, d'une part parce qu'il est diffus et non plus parallèle et d'autre part, la répartition spectrale est différente de celle du soleil (raies d'absorption de la vapeur d'eau, CO₂ en particulier).

Albédos des différentes planètes : Vénus 0.76, Neptune 0.54, Uranus 0.45, Saturne 0.42, Jupiter 0.41/0.73, Pluton 0.4, Mars 0.16, Lune 0.07, Mercure 0.06.

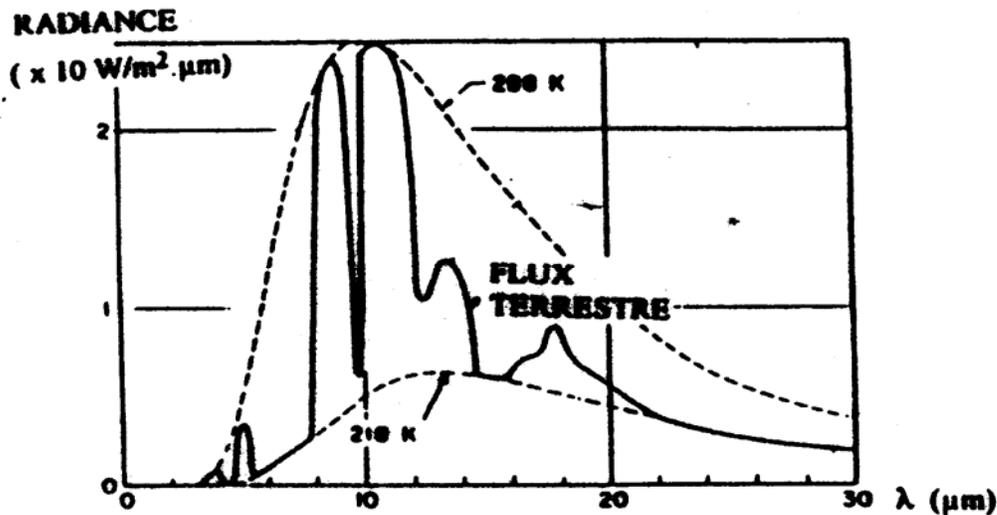
Le rayonnement terrestre direct

La terre et son atmosphère, comme tout corps, émet de par sa température, du rayonnement infrarouge. Les différents points de la terre vus par le satellite ne sont pas à la même température et n'ont pas forcément la même émissivité.

En toute rigueur, le flux terrestre reçu par le satellite varie en puissance et en répartition spectrale tout au long de l'orbite. En réalité, comme pour le flux albédo, sauf cas particulier, le satellite intègre le flux terrestre. La répartition spectrale du flux terrestre est une courbe comprise entre les courbes de deux corps noirs, l'un à 218 K, l'autre à 218 K (flux infrarouge centré autour de $\sim 11 \mu\text{m}$).

La radiance de la terre correspond, en énergie, à celle d'un corps noir à 255°K. Cependant, cette valeur est liée à la constante solaire et au coefficient d'albédo.

La puissance incidente sur le satellite dépend évidemment de l'altitude de l'orbite et de l'orientation des normales aux différentes surfaces par rapport à la terre. Elle est significative en orbite basse et négligeable en orbite géostationnaire.



Le rayonnement de l'Espace

On considère généralement d'un point de vue échange thermique que le rayonnement de l'Espace, c'est-à-dire celui des étoiles, des galaxies, des poussières et gaz interstellaires peut être assimilé à celui du corps noir à 4 K.

L'apport d'énergie qui en résulte est très faible et généralement négligé. L'Espace, pour la plupart des applications (sauf certaines dans le domaine infrarouge lointain) constitue un véritable puits thermique vers lequel sont orientés les radiateurs.

En fait, le fait que l'Espace soit noir et froid constitue le **paradoxe d'OLBERS**: si l'univers était infini et stationnaire, avec une distribution isotrope des étoiles comme le Soleil, la nuit devrait être aussi claire que le jour (la brillance superficielle est indépendante de la distance). Ce fait fut déjà relevé par J. KEPLER qui, en 1610, l'utilisa pour démontrer que l'univers est fini. L'explication moderne de ce paradoxe est que les étoiles n'existent que depuis un temps fini, de sorte que la lumière des étoiles trop lointaines ne nous a pas encore atteints.

Par conséquent, plutôt que de prouver la "finitude" de l'Espace, le paradoxe d'OLBERS montre plutôt que l'âge est fini.

Le rayonnement thermique micro-ondes de l'Espace lointain, découvert en 1967 par A. PENZIAS et R. WILSON (Nobel 79), est la découverte cosmologique la plus importante depuis la loi de HUBBLE. Le rayonnement micro-onde est universel, isotrope avec une précision de 0,1 %, avec un spectre correspondant à celui d'un corps noir à 2,7 K. Ce rayonnement fossile est la trace du BIG BANG qui remplit au départ l'univers de rayonnement chaud qui s'est refroidi en s'expansant.

Paramètres orbitaux

Les données d'orbite

En première approximation, on suppose que la trajectoire d'un satellite correspond au cas d'un mouvement à accélération centrale (problème à 2 corps : les satellites et la terre, ou une autre planète, ou un point de LAGRANGE).

On néglige l'influence d'un troisième corps : soleil, lune, ...

On suppose que la planète est une sphère homogène, alors le satellite a un mouvement vérifiant les lois de KEPLER :

- trajectoire plane,
- conique dont la planète occupe un des foyers,
- si la trajectoire est une ellipse, la période

$$\vec{f} = -G \frac{m_1 \cdot m_2}{r^2} \cdot \frac{\vec{r}}{r}$$

G = constante de gravitation universelle = (6,670 +/- 0.015) 10⁻¹¹ m³ kg⁻¹ s⁻².

$$x'' + \frac{\mu \cdot x}{r^3} = 0, \quad y'' + \frac{\mu \cdot y}{r^3} = 0, \quad z'' + \frac{\mu \cdot z}{r^3} = 0,$$

où $\mu = f \cdot (m_1 + m_2)$

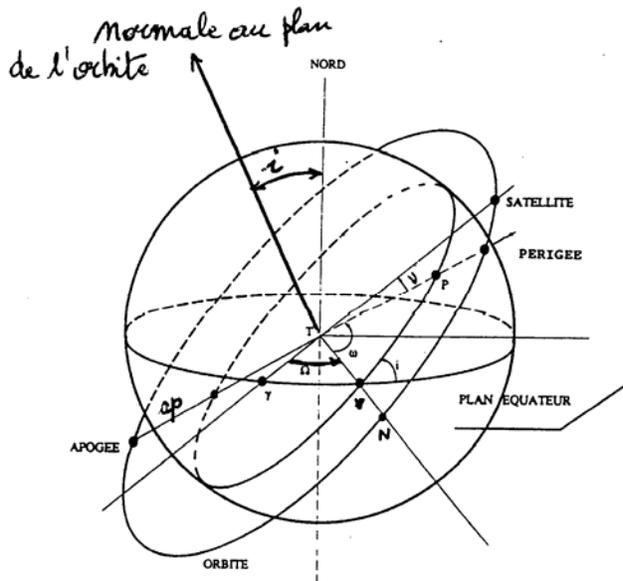
μ constante de gravitation de la planète

$\mu = 398603 \text{ km}^3/\text{sec}^2$ pour la terre = G.(m₁+m₂)

$$T = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

T = période

a = 1/2 grand axe de l'orbite



6 paramètres de l'orbite

a = demi grand axe de l'orbite =

(ap + p)/2 + R

ap = altitude d'apogée

p = altitude de périgée

e = excentricité

= (ap - p)/ 2a

i = inclinaison (angle plan de l'orbite / plan de l'équateur)

Ω = ascension droite du noeud ascendant N (en N, la trace au sol passe de l'hémisphère sud à l'hémisphère nord)

ω = argument du périgée par rapport au noeud ascendant N

t₀ = date de passage au périgée

v = position du satellite

Quelques chiffres concernant les orbites :

$h = 120 \text{ km}$ est le plancher des satellites.

En dessous de ce plancher, un objet mis sur orbite est vite freiné par l'atmosphère dont la densité reste élevée à cette altitude, perd de sa vitesse et retombe en se consumant comme un météore. La durée de vie orbitale n'est alors que de quelques heures.

Pour atteindre $h = 120 \text{ km}$, il faut une vitesse de $28,500 \text{ km/h}$, ($7,8 \text{ km/sec}$).

On utilise pour cela:

- des fusées gigognes
- l'apport de la rotation de la terre qui est:
 v_{max} à l'équateur = $436,8 \text{ m/sec}$.

On gagne 13 % de la masse satellite, en lançant sur une orbite géostationnaire, à partir du Centre de Guyanne (5° lat) par rapport à Cape Canaveral ou du cosmodrome de Baïkonour.

Pour $p = 200 \text{ km}$ et $a = 25.000 \text{ km}$, il faut : $v = 30.000 \text{ km/h}$.

Il faut $v = 36.800 \text{ km/h}$ pour croiser l'altitude de l'orbite géostationnaire à 36.000 km . Cette vitesse est acquise par 9 des 10 fusées Ariane, qui décollent de Kourou; il faut 18 minutes pour l'obtenir.

Il faut $v = 39.300 \text{ km/h}$ pour décrocher la lune.

Il faut $v = 39.600 \text{ km/h} = 11,2 \text{ km/sec}$
= vitesse de libération

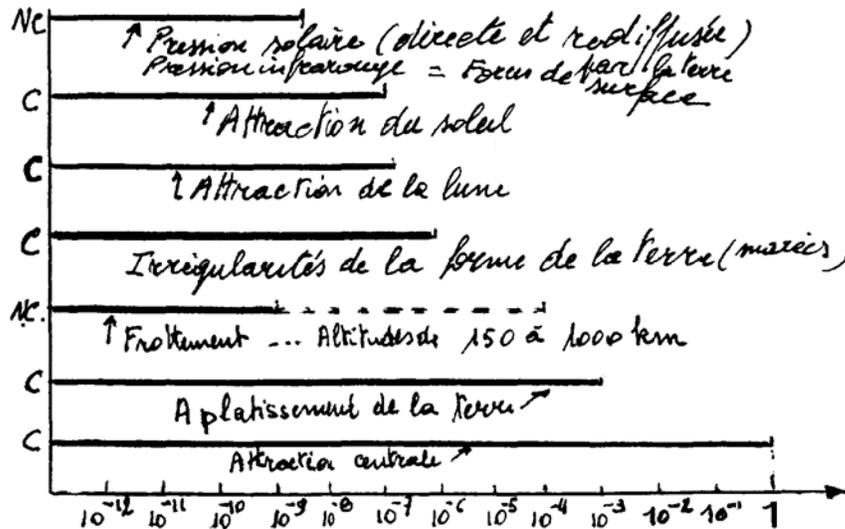
pour être expédié dans le système solaire.

Un gain d'un km/h dans la vitesse atteinte au périhélie se traduit par une élévation de l'altitude d'apogée de 17 km dans le cas d'une trajectoire entre 200 et 36.000 km. La 43ème Ariane a placé le satellite canadien ANIKÉ2 à 35949 km, au lieu de 35.950 km !

Actuellement, la propulsion est d'origine chimique; on envisage propulsion nucléaire, ionique et photonique. On pourrait alors rendre raison à J. VERNE, en accélérant des **petites** charges jusqu'à 8 km/sec , à l'aide d'un canon; en utilisant soit l'énergie électromagnétique, soit l'énergie explosive.

Le prix de lancement de 1 kg sur orbite basse est de 5000 \$ pour les fusées chinoises et soviétiques, 10.000 à 15.000 \$ pour les lanceurs occidentaux, + 20 % pour l'assurance.

Théoriquement, le plan de l'orbite garde une direction fixe "inertielle" dans l'espace. En réalité, à cause d'une part, des irrégularités du champ gravitationnel de la terre, d'autre part des autres corps célestes, de l'effet de rayonnements divers, de la traînée atmosphérique résiduelle, les caractéristiques de l'orbite varient au cours de la vie du satellite.



C : Forces conservatives et NC : Forces non conservatives

Les principales perturbations proviennent du renflement équatorial de la terre. Ainsi, la trace du noeud ascendant se déplace le long de l'équateur par rapport à un axe inertiel avec une vitesse angulaire de précession nodale :

(Rotation de la ligne des noeuds)

$$\frac{d\Omega}{dt} = -10 \cdot \left(\frac{R}{a}\right)^{3.5} \cdot (1 - e^2)^{-2} \cdot \cos(i) \text{ en } ^\circ/\text{jour}$$

R rayon de la Terre, a le 1/2 grand axe, e l'excentricité.

Les orbites héliosynchrones des satellites d'observation ont leur inclinaison i choisie de sorte que

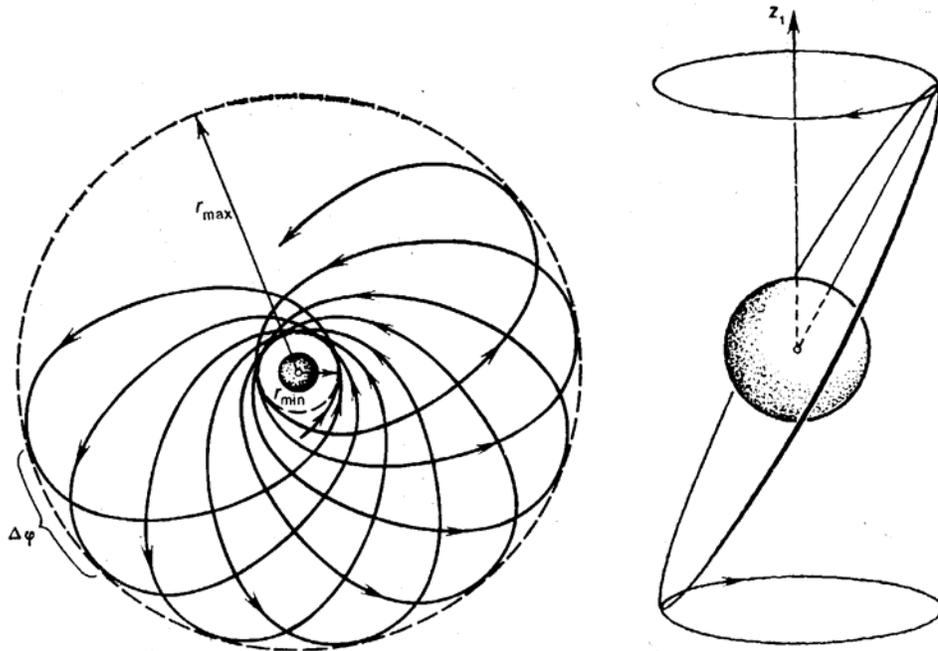
$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{360}{365} \text{ } ^\circ/\text{jour}; \cos(i) < 0$$

Dans ces conditions, le plan de l'orbite fait un angle constant avec la direction de soleil, ce qui permet de survoler les mêmes régions avec un éclairage constant. SPOT : h = 830 km, i = 98,7°, orbite héliosynchrone quasi-polaire.

La **seconde perturbation** est la rotation du périégée dans le plan de l'orbite, avec une vitesse angulaire (**Rotation de la ligne des apsides**):

$$\begin{aligned} \frac{d\omega}{dt} &= 5 \left(\frac{R}{a}\right)^{3.5} (1 - e^2)^{-2} (5 \cos^2 i - 1) \text{ en } ^\circ/\text{jour} \\ &= 0 \text{ si } (5 \cos^2 i - 1) = 0 \Rightarrow i = 63^\circ 26' 06'' \end{aligned}$$

C'est l'inclinaison des satellites MOLNYA. Dans ce cas, pendant toute la durée de vie, ces satellites ont un apogée fixe, en permanence dans l'hémisphère nord, assurant une visibilité maximale depuis le territoire soviétique.



Orbite perturbée du satellite dans le champ gravitationnel terrestre:

- a) mouvement dans le plan de l'orbite
- b) mouvement du plan de l'orbite.

Les données d'attitude

Suivant la mission du satellite, la loi d'attitude du satellite sur une orbite sera différente. Les cas les plus fréquents sont: (*Rappel de mécanique rationnelle: Pour assurer la stabilité de l'équilibre relatif d'un solide en orbite circulaire dans le champ newtonien de forces centrales, il suffit que dans le mouvement non perturbé, le grand axe de l'ellipsoïde d'inertie central du solide soit dirigé suivant le rayon vecteur de l'orbite, le petit axe suivant la normale au plan de l'orbite et l'axe moyen suivant la tangente à l'orbite; autrement dit, un satellite pour être stabilisé par la gravitation doit être sensiblement aplati en direction du plan de l'orbite et très allongé en direction de la terre*)



Rhinogradentia Otopteryx volitans

Les stabilisations types :

- Spin : l'axe de rotation est inertiel et l'angle (spin, soleil) varie nominalelement avec une période annuelle.
- Pointage solaire : un axe est pointé sur le soleil, ce qui donne une attitude solaire nominale constante.
- Pointage géocentrique : un axe est pointé suivant la géocentrique locale. Si de plus, un axe reste normal à l'orbite, le soleil décrira un cône autour de cet axe à la période orbitale.
- Pointage inertiel avec pilotage 3 axes : Un axe est pointé sur une étoile et dans ce cas l'attitude solaire variera lentement.
- pointage vers différentes directions (examen d'étoiles par exemple).

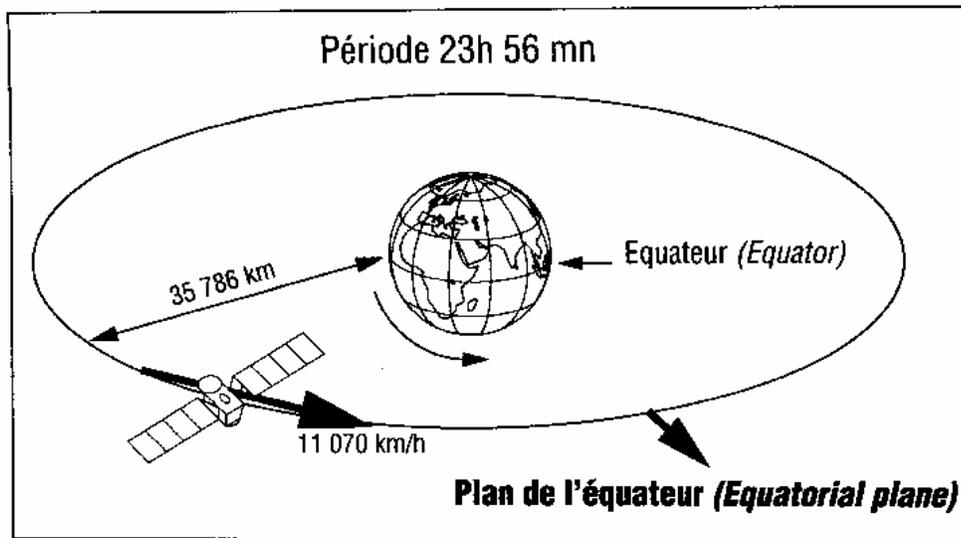
Les cinq grandes orbites

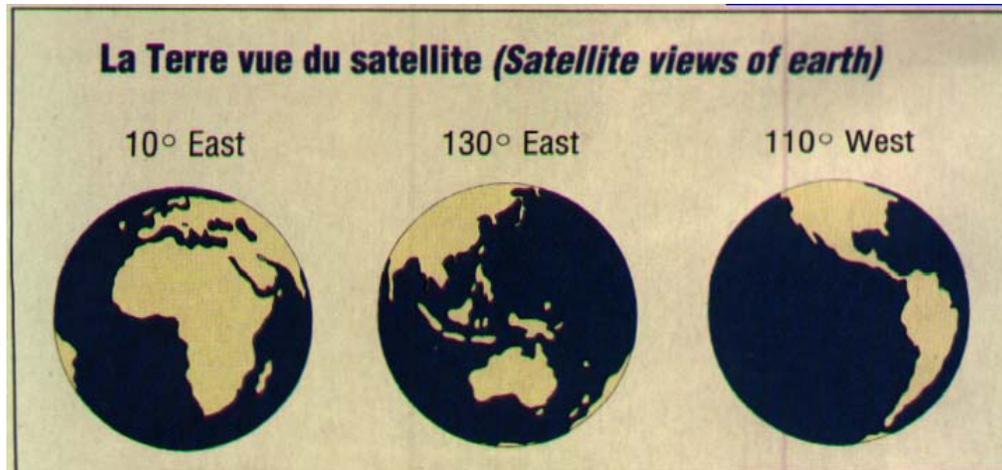
Comme la Lune - satellite naturel de la Terre - les satellites artificiels orbitent autour de notre planète, mais suivant des trajectoires et des altitudes différentes selon les besoins. La justification du choix d'une orbite est la recherche de la meilleure performance pour une mission donnée (observation, télécommunication, etc.) en tenant compte aussi de la durée de vie du satellite. Plus il vole bas, plus il peut être performant pour observer, mais plus il sera sensible aux frottements sur les hautes couches de l'atmosphère terrestre. Celles-ci le freinent et réduisent sa durée de vie

L'orbite géostationnaire: GEO ou Orbite géosynchrone.

C'est une orbite haute et très prisée des satellites de télécommunications, actuellement lancés à un rythme de 30 par an, ou des satellites effectuant de la météorologie globale comme METEOSAT, applications pour lesquelles une position fixe du satellite par rapport à la terre est indispensable. Ceci ne peut être réalisé que sur une orbite équatoriale, circulaire et de période de 24 heures, c'est à dire d'altitude 35.786 km, car sa vitesse est égale à celle de la rotation de notre planète, soit 11.070 km/h, ou un tour en 23h56'. Cette position permet la couverture continue de presque la moitié du globe vue toujours du même point. Ses applications sont les satellites de télécommunications, de météorologie et d'observation. Actuellement, ils sont près de 400 sur cette orbite. Très hauts dans le ciel, les plus récents ont une durée de vie supérieure à 15 ans.

$i=0$; $T=24h$; $e=0$; $H = 35.786 \text{ km}$; colatitude de la direction du soleil $66.5^\circ < \lambda < 113.5^\circ$.



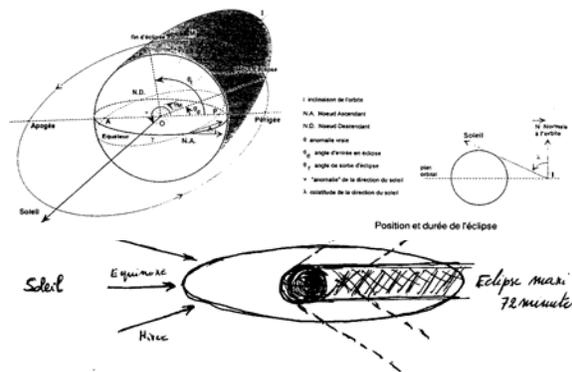


Sur cette orbite, pratiquement seuls le Soleil, la ceinture de radiation extérieure et l'espace interviennent comme conditions d'environnement.

Le soleil fait un angle de +/- 23,5° au maximum avec le plan de l'orbite. Sur cette orbite, les satellites sont généralement en rotation autour d'un axe NORD-SUD :

- En rotation rapide par exemple pour METEOSAT ou certains satellites à antennes diploïques pour moyenniser l'effet du Soleil sur les faces extérieures couvertes de cellules solaires;
- En rotation au rythme d'un tour par jour de façon à présenter toujours la même face à la terre et assurer un pointage constant des antennes pour les satellites stabilisés trois axes. Dans ce cas, seules les faces Nord et Sud, où l'impact du soleil est limité, sont utilisées pour le contrôle thermique, les autres étant super isolées.

Influence des éclipses



La durée de l'ensoleillement d'une orbite est un paramètre très important pour le contrôle thermique. C'est l'angle de la direction du soleil avec le plan de l'orbite qui détermine principalement la durée des éclipses dues à la Terre. Celles-ci sont maximales quand le soleil est dans le plan de l'orbite, avec le périgée dans la direction du soleil.

La durée de l'éclipse GEO est maximale aux équinoxes ($\lambda = 90^\circ$): 72 min. Par contre, il n'y a pas d'éclipse pour $\lambda < 81^\circ$ ou $\lambda > 99^\circ$.

Exercice: Expliquer les paradoxes suivants: si le satellite est soumis à une force agissant dans le sens de sa progression le long de son vecteur vitesse, la vitesse du satellite se voit diminuer (en moyenne). Inversement, le paradoxe aérodynamique dit: la résistance de l'atmosphère se traduit par une augmentation de la vitesse du satellite (en moyenne)

Pour les orbites circulaires, la durée maximale de l'éclipse va de 38 min (42 % de la période orbitale) en orbite basse (~200 km), à 72 min en orbite géostationnaire.

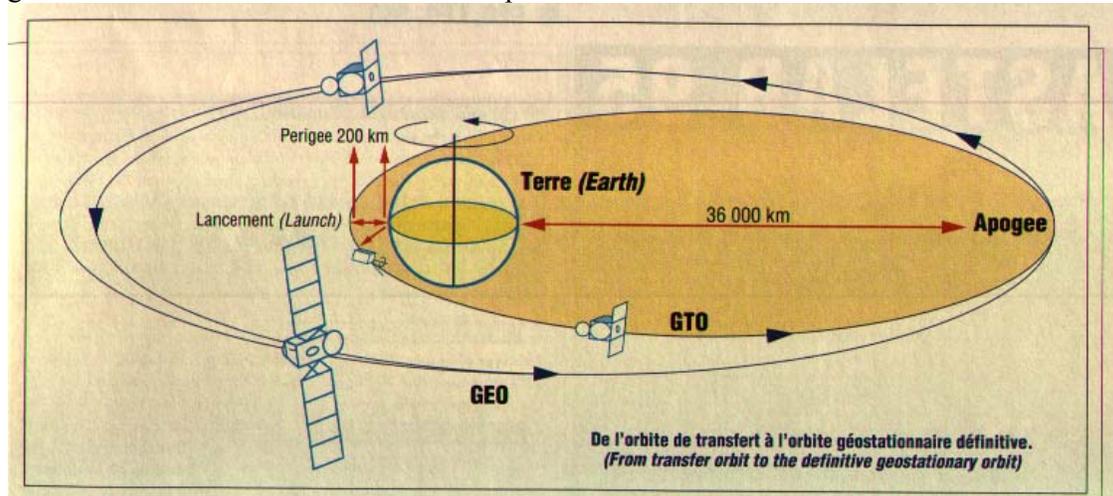
Pour certaines orbites elliptiques à très forte excentricité, les éclipses peuvent durer 2 à 3 heures.

La lune peut créer également des éclipses de soleil sur le satellite, mais le cas est rare.

L'orbite de transfert géostationnaire: GTO

C'est une orbite provisoire. Toutes les mises à poste de satellites géostationnaires (à l'exception de certains satellites russes lancés avec Proton) passent d'abord par cette orbite de transfert, une orbite très elliptique (apogée du satellite à 36.000 km d'altitude et périégée à environ 200 km).

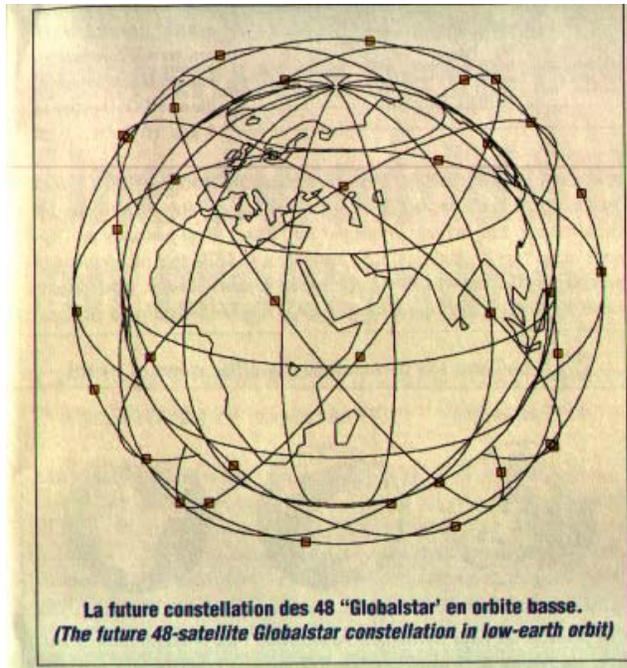
Cette orbite est réalisée à l'injection par le lanceur. Il "lâche" le satellite à basse altitude (environ 200 km) à une vitesse suffisante pour obtenir son ascension jusqu'à l'altitude GEO, soit 36.000 km. Une manoeuvre propulsive du satellite à l'aide d'un moteur embarqué le place ensuite sur l'orbite géosynchrone équatoriale et circulaire définitive. Cette manoeuvre est réalisée généralement entre les 10 h et 14 heures qui suivent le lancement.



L'orbite basse: LEO

C'est une orbite basse (de 200 à 2 000 km d'altitude), généralement circulaire et dans un plan très incliné par rapport à l'équateur (de 50° à plus de 90°). Le satellite survole toute la Terre en un jour (par défilement de la Terre sous l'orbite). Cette position est choisie pour l'observation, la météorologie ou les télécommunications (avec plusieurs satellites en constellation). La durée de vie sur cette orbite n'est que de 5 ans en moyenne.

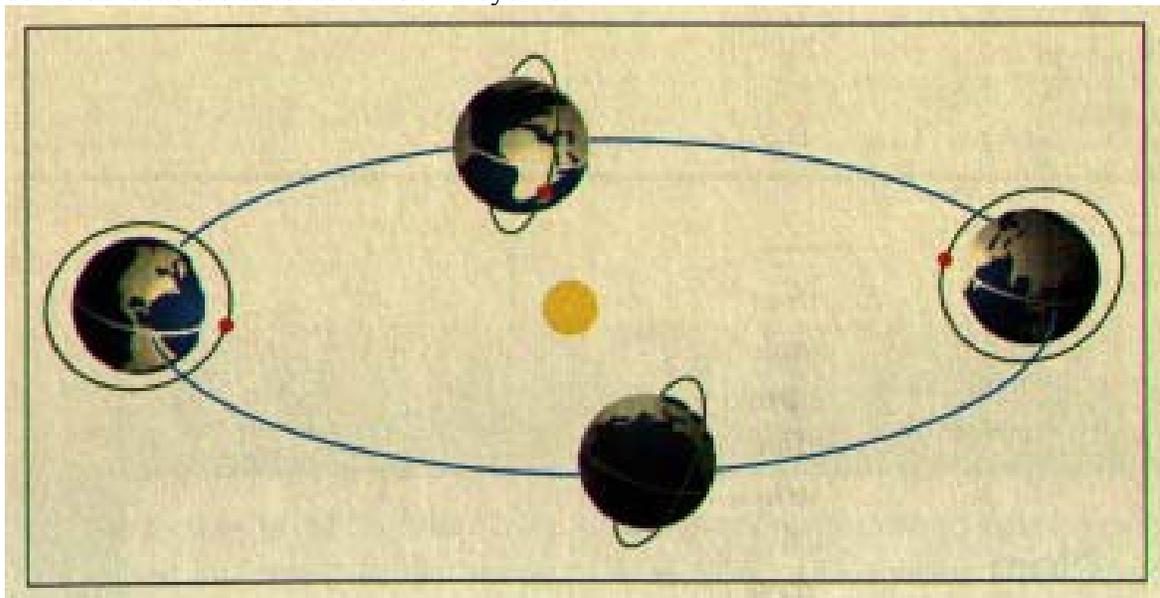
$90 - i - 23.5 < \lambda < 90 + i + 23.5$; Pour les orbites basses, l'inclinaison influera sur le domaine de variation des durées des éclipses mais le taux d'éclipse sera toujours au maximum de 35 % de la période orbitale.



L'orbite héliosynchrone: SSO

$$\frac{d\Omega}{dt} = 360^\circ/\text{an}; \text{ par exemple si } e=0, H=825 \text{ km}; i=98.7^\circ.$$

Il s'agit d'une orbite basse (entre 600 et 800 km) dont le plan est synchronisé avec le Soleil, c'est-à-dire que la direction du Soleil fait en permanence un angle constant avec le plan orbital. La zone survolée par le satellite est ainsi toujours observée à la même heure du jour. Le délai de "revisite" - le passage au-dessus d'un même point - est de 10h30' en moyenne. C'est l'orbite privilégiée pour l'observation terrestre à haute résolution (Spot, Hélios, ERS, Topex...). La durée de vie sur cette orbite est de 5 ans en moyenne.



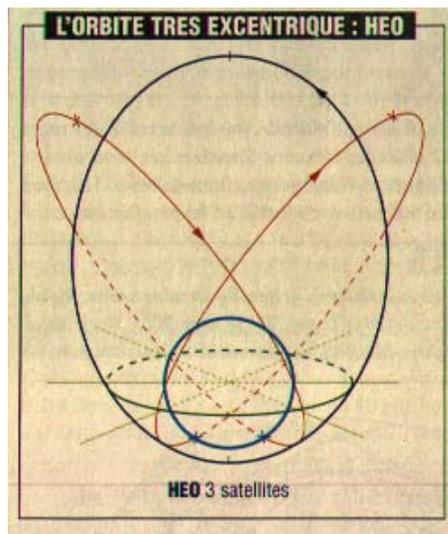
La durée d'éclipse est liée au calage horaire. Pour une heure locale au noeud ascendant de 6h ou 18h, le temps d'éclipse variera de façon saisonnière entre 0 et 16.5 minutes. Pour une H.L.N.A. de 0h ou de 12 h, le temps d'éclipse sera pratiquement constant et de l'ordre de 35 minutes.

L'orbite (haute) très excentrique: HEO

Cette orbite elliptique très excentrique (70.000 / 1.000 km) et très inclinée (autour de 63°) n'a encore jamais été utilisée par les Occidentaux (XMM à l'avenir). Elle est très prisée par les Russes (c'est pourquoi on l'appelle aussi "orbite Molniya"). Le satellite qui défile très rapidement (à près de 33.000 km/h) survole une même région étendue, pendant environ 8 h sur 24 h et ce, sous un angle proche de la verticale. Elle favorise les pays nordiques.

Application : les télécommunications. Avec un réseau de 3 satellites symétriquement répartis pour repasser sur la même trace terrestre, on assure la couverture de deux continents de la Planète. La durée de vie sur cette orbite varie entre 5 et 10 ans.

On rencontre éventuellement dans ce cas des périodes importantes de pénombre et les durées d'éclipse varieront en fonction du temps et de la date de lancement.

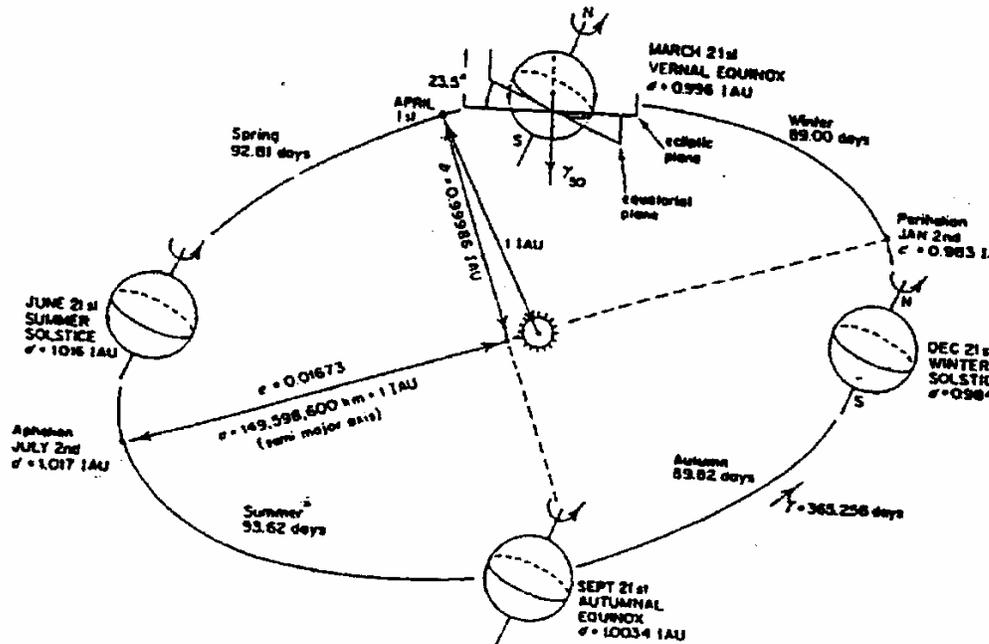


Mouvement de la Terre autour du soleil

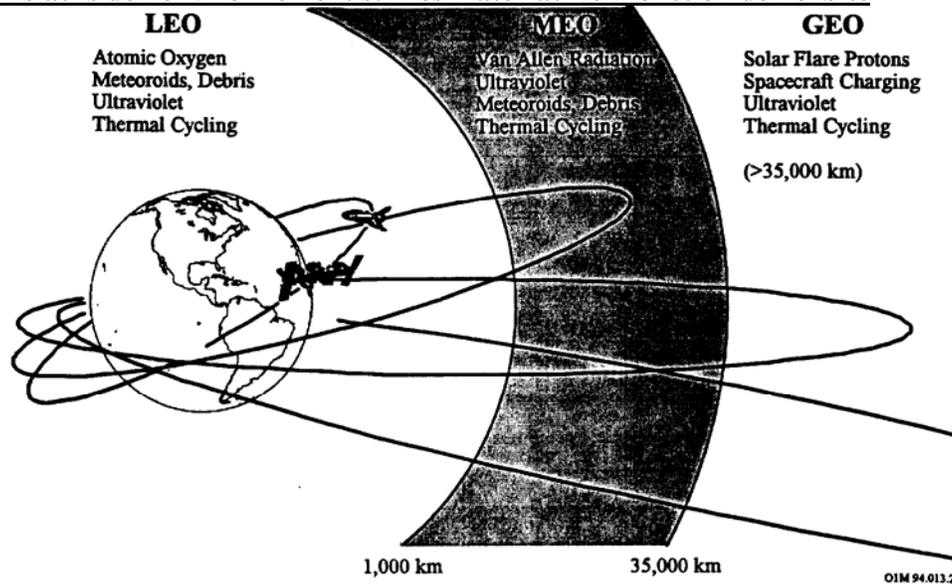
La terre suit elle-même un mouvement Keplérien autour du soleil. Le plan de cette orbite est le plan de l'écliptique. Cette orbite est elliptique ($e = 0,01673$) et le mouvement de la terre n'est donc pas uniforme ce qui, lié à la rotation de la terre autour de son axe, définit la variation de l'heure solaire locale vraie par rapport au temps moyen. Ceci n'interviendra pratiquement que pour les orbites héliosynchrones et se limitera à un décalage maximum de l'ordre de 16 min soit un angle de 4° environ. Ce qui est par contre plus important est que l'excentricité entraîne une variation de la distance Soleil -Terre et donc de la constante solaire au cours de l'année comme on le verra plus loin.

Par ailleurs, il faut rappeler que la terre tourne sur elle-même avec une période de 24 h autour d'un axe Sud-Nord incliné de $23^\circ 27'$ par rapport au plan de l'écliptique. La projection de cet axe dans le plan de l'écliptique permet de définir la position des solstices (et par conséquent des équinoxes) par rapport à l'axe des apsides de l'orbite terrestre (décalage de l'ordre de 12 jours ou 12°).

Enfin, le plan de l'équateur terrestre (perpendiculaire à l'axe de rotation Sud-Nord) coupe le plan de l'écliptique suivant une droite définissant le point Vernal (γ) servant de référence pour les éphémérides (repère conventionnel γ_{50}).



Effets relatifs de l'environnement sur les matériaux en fonction de l'orbite



Variation de l'environnement spatial avec l'altitude

Importance relative de l'Impact de l'Environnement Spatial sur la Mission

Impact	Signification
10	Effets produits annuleront la mission
9	Effets produits pourraient annuler la mission
8	Effets produits raccourciront la mission
7	Effets produits pourraient raccourcir la mission
6	Effets produits réduiront l'efficacité de la mission
5	Effets produits pourraient réduire l'efficacité de la mission
4	Effets produits induiront des modifications de la conception
3	Effets produits pourraient induire des modifications de la conception
2	Effets produits causeront des anomalies
1	Effets produits pourraient causer des anomalies
0	Effets produits peuvent être ignorés

Impact relatif des effets d'environnement spatial sur les matériaux, pour différentes orbites et différents satellites.

Environnement du Satellite	LEO ⁽¹⁾ Faible Incl.	LEO Forte Incl.	MEO ⁽²⁾	GEO ⁽³⁾	Int'l Space Station 500 km 51.6°incl	EOS 500 km 28.5°incl.	TRMM 600km 28.5°inc l	GPS 20.000 km 55° incl.	DSCS GEO Classified
Lumière solaire directe	0-10	4	4	4	4	4	4	4	4
Champ de Gravité	3	3	3	0	3	3	3	0	0
Ch. Magnétique	3	3	3	0	3	3	3	0	0
C. de Van Allen	0-5	2-5	8-5	1	2-5	2-5	2-5	5	1
Particules de flares sol.	0	4	3	5	4	0	0	3	5
Rayons Cosmiques Galactiques	0	4	3	5	4	0	0	3	5
Débris	7	7	3-0	3	7	7	7	0	3
Micrometeorites	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Ionosphère	3	3	1	0	3	3	3	0	0
Plasma Chaud	0	3	0	5	0	0	0	3	5
Gaz Neutres	9-7	9-7	3-0	0	9-7	9-7	9-7	0	0

(1) Low Earth orbit (LEO) va jusqu'à 1.000 km.

(2) Mid Earth orbit (MEO) est au-dessus de 1.000 km et s'étend jusqu'à 35.000 km.

(3) Geosynchronous orbit (GEO) est >35.000 km .

EOS Earth Orbiting Satellite

TRMM Tropical Rainfall Measuring Mission

GPS Global Positioning System

DSCS GEO Defense Satellite Communications System

BALANCE THERMIQUE DU SATELLITE

L'objectif principal du contrôle thermique est de fournir à chacun des éléments du système concerné des conditions thermiques telles que les performances attendues de ces éléments soient conformes aux spécifications et qu'ainsi le système puisse fonctionner quand on le veut, pendant la durée prévue, avec les performances globales cherchées du début à la fin de vie.

Pourquoi faut-il faire du contrôle thermique sur des expériences embarquées à bord des véhicules spatiaux ?

Les puissances dissipées dans les divers équipements sont relativement faibles (quelques watts à quelques dizaines de watts), mais cela ne signifie pas que la température d'équilibre sera acceptable. Le fonctionnement de la plupart des équipements d'un satellite n'est en effet correct qu'à l'intérieur de limites de températures très étroites. Et même hors fonctionnement (NOP mode) (non operating mode), ils ne doivent pas dépasser certaines limites sous peine de détériorations graves.

Un certain nombre d'équipements peuvent être considérés, dans un premier temps, comme "traditionnels" dans leur fonction et leur technologie. Cela permettra de considérer "a priori" qu'ils doivent fonctionner nominalement dans les plages définies de façon standard pour diverses catégories d'équipements.

EQUIPEMENT	QUALIFICATION		RECETTE		VOL	
Electronique	-20	+60	-10	+50	0	+40
Générateur solaire	-150	+100	-140	+90	-130	+80
Réservoirs hydrazine					+10	+40
Batteries	-15	+35	-10	+25	-5	+20
Détecteurs I.R.	-210	-160	-200	-170	-195	-180

Ainsi, un équipement électronique courant est supposé fonctionner en orbite entre 0 et 40°C et devra conserver fonctionnellement ses performances entre - 20°C et + 60°C (plage de qualification).

D'autres équipements seront très particuliers, par leur utilisation ou par leur conception. Il faudra alors trouver le meilleur compromis, aux différents stades du développement entre les spécifications thermiques, les performances, les possibilités techniques et le coût. Certaines structures devront être contrôlées à $T \pm 1$ K), certains détecteurs à $80K \pm 0.1$ K), etc...

Quelques exemples

Sur EIT, expérience observant le soleil et sa couronne dans XUV, sur le satellite SOHO, les contraintes thermiques sont :

- Le CCD (Charge Coupled Device, détecteur à transfert de charge) doit fonctionner à basse température pour minimiser le bruit de fond thermique; d'autre part, on a constaté que pour annuler les effets des radiations, le CCD doit fonctionner à une température inférieure à - 70°C.
- Les colles utilisées pour fixer les miroirs ne supportent pas de trop grand écarts de températures (-> conditions sur les températures (OP et NOP modes)) (idem pour les joints en résine synthétique).

- Les dilatations thermiques différentielles peuvent induire des contraintes inacceptables si la température change de trop.

- La distance miroir primaire - miroir secondaire doit être stable à 7 μm près, la température doit être stable à $\pm 0,25^\circ\text{C}$.

- Les composants électroniques ne supportent pas des écarts de températures trop grands. La fourchette des températures admissibles est approximativement :

- 20°C , $+ 40^\circ\text{C}$ en fonctionnement, (-10°C ; $+40^\circ\text{C}$ parfois)

- 40°C , $+ 60^\circ\text{C}$ hors fonctionnement.

Une étude de fiabilité du convertisseur DC/DC de OM / XMM fait apparaître que la durée de vie des composants électroniques dépend fortement de la température moyenne; une augmentation de 10°C de la température moyenne peut réduire la durée de vie d'un facteur 2.

- Les composants optiques peuvent prendre une forme inacceptable si la température varie trop.

- Les mécanismes (ne fonctionnent ou) ne sont qualifiés spatial que pour des domaines de températures précis.

(paliers : $- 45 + 65^\circ\text{C}$)

- Pour les batteries, plus délicates, les limites de bon fonctionnement sont environ $- 5$, $+ 15^\circ\text{C}$ et les températures extrêmes admissibles sont $- 20$, $+ 45^\circ\text{C}$.

Les **batteries NiCd doivent être maintenues chaudes pendant la phase de lancement** pour permettre d'extraire un maximum de puissance. **Pour la phase orbitale**, au contraire, elles doivent être **maintenues entre -10°C et $+10^\circ\text{C}$** afin de réduire leur vieillissement.

- Pour les cellules solaires, les températures limites sont beaucoup plus larges $+ 100$, $- 150^\circ\text{C}$, mais le rendement n'est correct qu'au dessous de 50°C . ($- 60$ à 55°C)

- Les équipements fonctionnent dans le domaine de la lumière infrarouge, doivent être stabilisés à des niveaux très bas de température :

les détecteurs IR de METEOSAT : $90\text{ K} \pm 0,1\text{ K}$

ISO : 4 K .

(voir paragraphe sur les détecteurs dans tout le spectre)

- Pour assurer une grande stabilité dimensionnelle à des instruments optiques, un contrôle thermique très serré est nécessaire. La minimisation des déformés élastiques des structures peut nécessiter à la fois l'emploi de matériaux à très faible coefficient de dilatation (INVAR, SiC, Composites CFRP, ...) mais aussi une grande stabilité de température.

Ex. caméra pour objets "pâles" (FOC) du télescope spatial, la caméra de Hipparcos : précision de T : 1°C .

- Les échanges tant radiatifs que conductifs, entre l'expérience et le satellite sont limitées par le constructeur de satellite.

hydrazine: $+ 9$, $+ 40^\circ\text{C}$;

μ processeurs : $- 5$, $+ 40^\circ\text{C}$;

diodes : $- 60$, $+ 95^\circ\text{C}$.

Le but de contrôle thermique est donc de maintenir les températures du satellite à l'intérieur de limites fixées, quelles que soient les conditions d'environnement rencontrées et les régimes de fonctionnement imposés, et si possible, d'assurer aux équipements leur température optimale de fonctionnement.

Un paramètre important dans le contrôle thermique de toute expérience est le vieillissement des revêtements et des isolants multicouches.

Le contrôle thermique d'un satellite ou d'une expérience spatiale revêt un **double aspect**. Il consiste :

- à ajuster les échanges avec l'environnement de façon à assurer une **température moyenne de peau convenable**.
- à jouer sur les échanges internes de façon à faciliter l'**évacuation des puissances dissipées en interne**.

Le service à l'ESTEC qui s'occupe des problèmes thermiques, s'appelle d'ailleurs: Thermal Control and Heat Rejection Section.

Les performances du système de contrôle thermique sont fortement dépendantes de la précision des prédictions analytiques, car il est difficile de simuler au sol, les différentes conditions aux limites dans les différentes configurations. Les méthodes mathématiques appliquées impliquent aussi des approximations en ce qui concerne :

- le modèle mathématique proprement dit,
- la résolution numérique par différences finies et le calcul approché des radiosités ou facteurs de vue
- les paramètres incertains:
 - + les paramètres d'environnement spatial,
 - + les paramètres physiques du satellite,
 - + la variation dans le temps due au vieillissement de ces paramètres thermo-optiques.
- les paramètres liés aux essais au sol, pour corrélérer le modèle mathématique.

L'idéal serait de rendre le design insensible aux incertitudes des paramètres ----> contrôle thermique actif.

La présence d'un contrôle thermique actif en plus des composants passifs, se justifie souvent par les incertitudes du modèle, l'environnement variable et le vieillissement de l'expérience.

Au début d'un design, il est bon de considérer qu'on a une erreur possible sur chacun des paramètres; ces erreurs sont définies dans le tableau ci-dessous qui représente les erreurs typiques à $1,6 \sigma$ (90 %).

PARAMETRES

**Variation initiale
 due à l'incertitude**

A. Paramètres physiques

α radiateur	+/- 0,03
ε radiateur (si > 0,2)	+/- 0,03
ε radiateur (si < 0,2)	+/- 0,02
surface <u>effective</u> du radiateur	+/- 5 %
Conductance équivalente effective du MLI	+/- <u>50 %</u>
Conductivités thermiques	
- des matériaux homogènes	+/- 10 %
- des matériaux composites	+/- 30 %
Facteurs de vue (géométrie simple)	+/- 10 %
Facteurs de vue (géom. complexe)	+/- 50 %
Résistance de contact entre composants	
par comparaison, par similitude	+/- 75 %
Résistance de contact déterminée expérimentalement <u>sous vide</u>	+/- 25 %
Dissipation (pour des valeurs absolues < 10 W)	+/- 20 %
Dissipation (pour des valeurs absolues > 10 W)	+/- 10 %
Capacité thermique des équipements	+/- 25 %
Capacité thermique des structures	+/- 15 %

B. Paramètres de l'environnement

Flux solaire	+/- 21 W/m ² (≤ +/- 1,5 %)
Radiation de la Terre	+/- 65 W/m ² (≤ +/- 25 %)
Facteur d'albedo	+/- 0,1 (≤ +/- 30 %)

C. Paramètres liés aux tests au sol

Température de la cuve	+/- 10°C
ε de la paroi de la cuve	+/- 0,03
Température de l'adaptateur de test	+/- 2°C
Conductance de l'interface avec l'adaptateur de test	+/- 50 %
Spectre et distribution du flux solaire artificiel	+/- 3 %
Fuites sur hardware de test	+/- 10 %
Précision de mesure de T° sur l'expérience	+/- 1,5°C
Erreur due au positionnement du noeud sur le modèle et sur l'expérience	+/- 3,5°C

Ces valeurs sont celles pratiquées en début du design à ERNO.

Pour avoir une idée de l'effet de ces incertitudes, il faudrait faire une analyse de sensibilité $\left(\frac{\partial T_i}{\partial P_j} \right)$ pour un bon nombre de paramètres P_j , ou mieux déterminer les paramètres les plus influents. Il n'existe pas encore de module d'analyse de sensibilité en

thermique; il faut donc utiliser en industrie des méthodes alternatives qui consistent à refaire les calculs en variant les paramètres considérés comme les plus importants.

Ce qu'on réalise en fait, c'est de calculer les cas suivants :

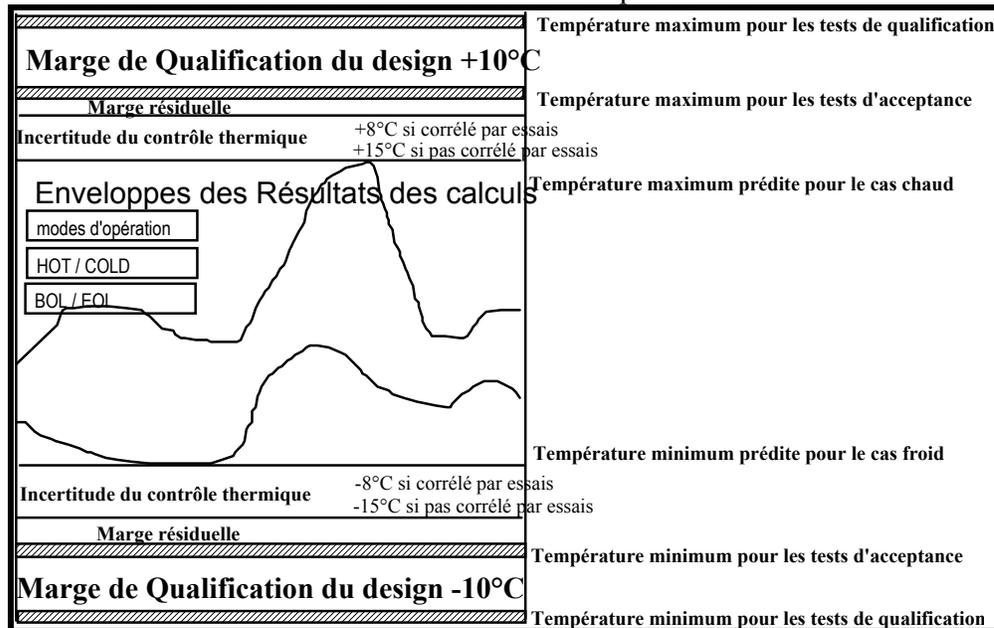
	BOL début de vie	EOL fin de vie
HOT case Cas chaud	X	X
COLD case Cas froid	X	X

où l'on fait varier tous les paramètres dans un sens précis.

Cette méthode donne évidemment des résultats conservatifs.

Généralement, on se limite aux cas: COLD+BOL ET HOT+EOL car le cas EOL est souvent plus chaud : vieillissement des α qui augmentent et réduction du rendement de l'électronique (augmentation de la puissance dissipée dans les composants électroniques).

ERNO a fait une analyse de sensibilité et une étude statistique par E.C.S. Leurs résultats sont schématisés ci-dessous. Les incertitudes avant test sont plus grandes qu'après tests sauf dans le cas où la corrélation tests/calculs n'est pas bonne.



BALANCE THERMIQUE DU SATELLITE

Nous avons défini dans les paragraphes précédents, l'environnement thermique du satellite. En dehors de cet environnement naturel, il faut bien entendu, prendre en compte les sources de chaleur internes; la température d'équilibre thermique stationnaire est obtenue en équilibrant le flux thermique entrant et le flux généré en interne avec le flux thermique dissipé vers l'espace froid.

L'idéal est souvent, de faire fonctionner le satellite et les expériences à bord, à une température similaire à la température d'assemblage et d'alignement au sol, afin d'éviter des dilatations thermiques, des désalignements et des contraintes mécaniques d'origine thermique, si les gradients thermiques peuvent également être limités dans les pièces en contact thermique conducteur. Pour atteindre ces objectifs, on fait appel aux méthodes de contrôle thermique.

Les méthodes de contrôle thermique peuvent être classées en deux **grandes catégories**:

- **les méthodes passives,**
- **les méthodes actives.**

MOYENS DE CONTROLE PASSIFS

Si l'environnement, les puissances générées et les propriétés des matériaux (vieillessement) sont stables dans le temps, on peut atteindre ces objectifs par un **contrôle thermique passif**, c'est à dire par un choix judicieux des surfaces extérieures.

Ces moyens ont pour caractéristique de ne pas comporter de parties mobiles, ni de fluide en mouvement et de ne pas consommer d'énergie. Ce sont les systèmes les plus couramment employés car ce sont les plus simples, les plus fiables et ils ont **peu d'incidence sur le devis de masse et puissance**.

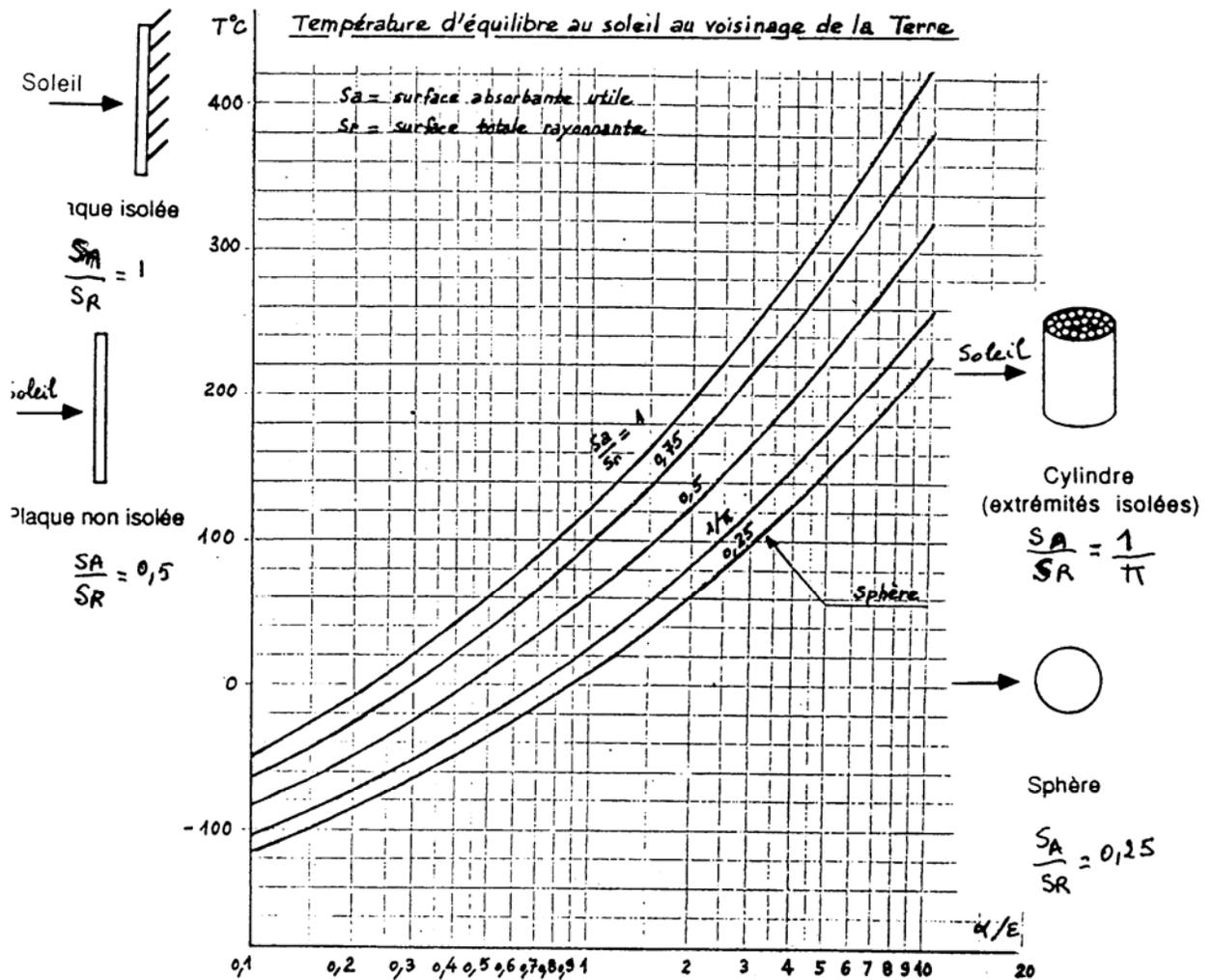
Les uns sont destinés au contrôle des échanges radiatifs externes ou internes. Les autres au contrôle des échanges conductifs internes.

Moyens de contrôle des échanges radiatifs

Nous avons vu que la température d'un corps dans l'espace dépendait fortement des caractéristiques thermo-optiques de ses revêtements: absorptivité solaire α et émissivité IR ε . Un choix judicieux de ceux-ci permet donc l'ajustement des températures.

Afin de bien montrer ces possibilités, la planche ci-dessous donne la température d'équilibre stationnaire pour des objets de formes différentes (surface absorbante utile S_a / surface rayonnante totale S_r), au soleil au voisinage de la Terre, à une altitude suffisante pour négliger les rayonnements terrestre et d'albédo devant le rayonnement solaire, en fonction du rapport α/ε .

Par exemple pour une sphère, le facteur de forme vaut .25 alors que pour une plaque rayonnant des deux côtés, le facteur de forme vaut .5; la plaque atteindra une température absolue 20 % plus élevée que celle de la sphère, dans le cas où le flux solaire est normal à la plaque.



$\alpha = \alpha$ solaire correspond pour 95 % de l'énergie solaire, à $\alpha \approx \epsilon$ pour les longueurs d'onde de 0.3 à 2.5 μm ,

$\epsilon = \epsilon$ infrarouge thermique correspond pour 92 % de l'énergie émise par des corps à 5-50°C, à $\alpha \approx \epsilon$ pour les longueurs d'onde comprises entre 4.5 et 40 μm (moins de 0.5 % de l'énergie de corps noir est émise dans des longueurs d'onde inférieures à 4,5 μm)

De même le tableau suivant donne les températures d'équilibre d'une plaque plane face R isolée, face au Soleil pour quelques revêtements caractéristiques.

TRAITEMENT DE SURFACE	α	ϵ	TEMPERATURE en °C
QUARTZ A FACE AR ARGENTEE	0,08	0,8	- 50
PEINTURE BLANCHE	0,2	0,9	0
PEINTURE NOIRE	0,94	0,9	125
ALUMINIUM POLI	0,20	0,06	260
DORURE	0,25	0,04	350

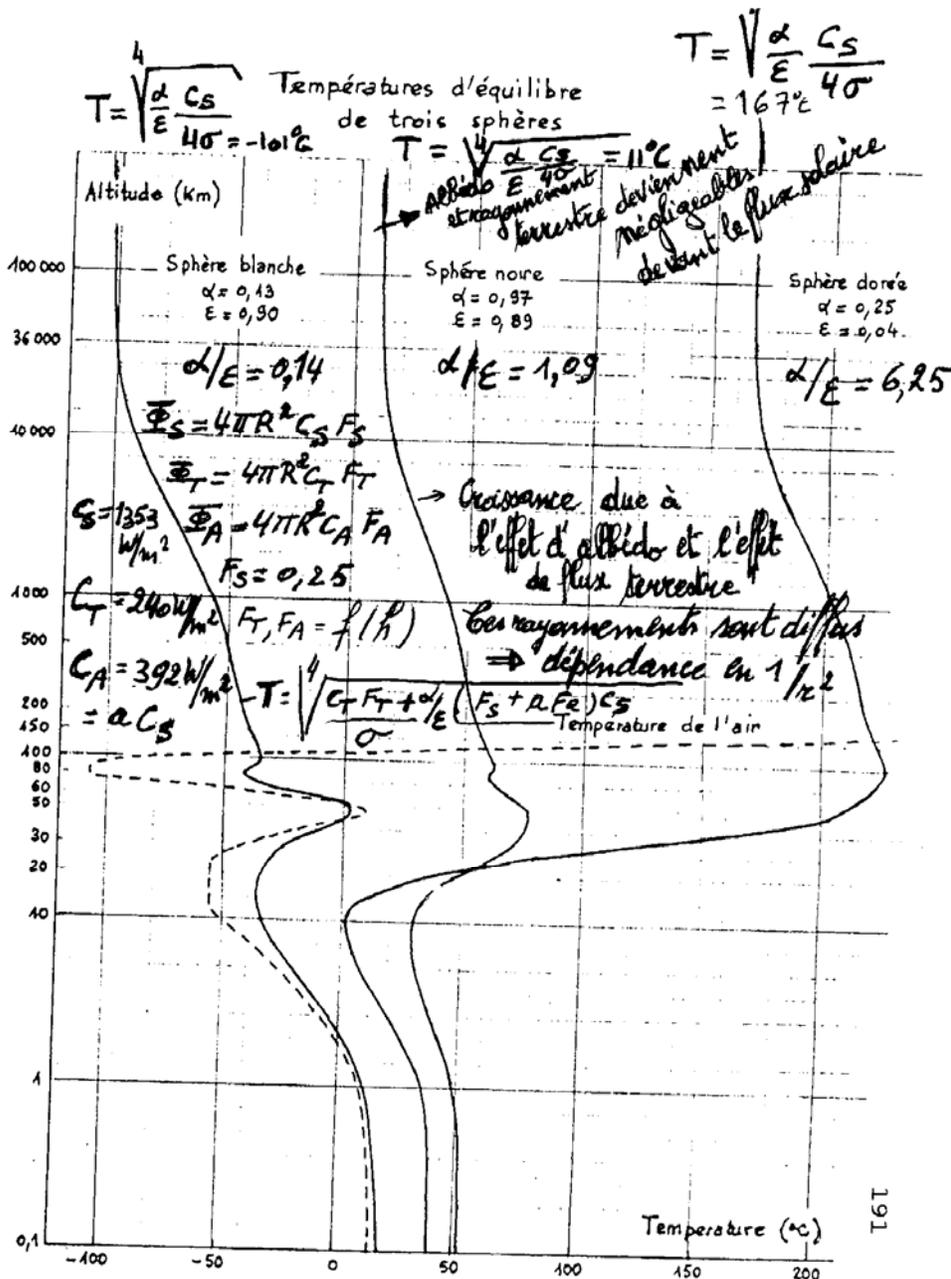
Un premier paramètre important pour l'équilibre thermique du satellite est défini par le rapport α/ϵ , où comme déjà signalé, α représente le coefficient d'absorption intégré sur les longueurs d'onde du spectre du soleil et ϵ représente l'émissivité dans l'infrarouge

thermique (pour les températures habituelles). Le tableau ci-dessous résume ces caractéristiques pour différents matériaux de surface. Pour des calculs précis, il faut tenir compte du fait que ces caractéristiques thermiques varient avec la température de la surface. Il faut également prendre en compte l'effet de vieillissement de ces traitements, avec les UV notamment.

Par contre, lorsque les rayonnements de la terre jouent un rôle, les propriétés thermo-optiques séparément sont à prendre en considération. Sur la figure suivante, nous avons représenté en fonction de l'altitude, la température d'équilibre de trois sphères traitées différemment en surface et sans source de chaleur interne.

La planche ci-dessous donne la température d'équilibre stationnaire pour des objets de formes différentes (surface absorbante utile S_a / surface rayonnante totale S_r), au soleil au voisinage de la Terre, à une altitude suffisante pour négliger les rayonnements terrestre et d'albédo devant le rayonnement solaire, en fonction du rapport α/ϵ .

Par exemple pour une sphère, le facteur de forme vaut .25 alors que pour une plaque rayonnant des deux côtés, le facteur de forme vaut .5; la plaque atteindra une température absolue 20 % plus élevée que celle de la sphère, dans le cas où le flux solaire est normal à la plaque.



Les principaux revêtements utilisés

Ces revêtements (pour des surfaces qui "voient" le flux solaire) peuvent être classées en 4 catégories suivant la valeur du rapport α/ϵ . On distingue:

- les revêtements froids à faible $\alpha/\epsilon < 1$: peinture blanche, OSR
- les revêtements moyens à $\alpha/\epsilon \approx 1$: peinture aluminium, peinture noire
- les revêtements chaud à $\alpha/\epsilon > 1$: aluminium doré poli
- les revêtements super chauds à $\alpha/\epsilon > 4$: chrome noir

Surface	Absorption α	Emissivité ε	α/ε
Gold plate on Al 7075 (Matt gold)	0.3 (0.26)	0.03 (0.04)	10.0
Polished aluminium	0.2 / 0.35	0.04	8.75
Anodised aluminium	0.5	0.86	0.581
Polished beryllium	0.4	0.05	8.0
Gold on aluminium	0.26	0.03	6.5
Polished stainless steel	0.5 (0.45)	0.13 (0.22)	3.85 (2.0)
Polished copper	0.28	0.13	2.2
Grafoil	0.66	0.34	1.9
Vapour-blasted stainless steel	0.6	0.33	1.8
Gold/Kapton/aluminium	0.53	0.42	1.26
Epoxy black paint	0.95	0.85	1.12
Acrylic black paint	0.97	0.91	1.07
Epoxy white paint	0.2	0.85	0.24
Acrylic white paint	0.22	0.88	0.25
Acrylic white paint after u.v.irradiation	0.5	0.88	0.57
Silicon solar cell, bare	0.82	0.64	1.3
Silicon solar cell, silica cover	0.82	0.81	1.0
Silicon solar cell, silica cover, blue filter	0.78	0.81	0.96
Silicon solar cell, silica cover, red filter	0.7	0.81	0.86
Kapton (5 mil)/aluminium	0.48	0.81	0.6
In ₂ O ₃ /Kapton/aluminium	0.4	0.71	0.56
In ₂ O ₃ /OSR	0.09	0.76	0.11
Quartz fabric/tape	0.19	0.6	0.3
Quartz fabric/FEP/Al	0.20	0.68	0.29
OSR (quartz mirror) silvered Teflon	0.08	0.81	0.1
FEP (5 mil)/silver	0.11	0.8	0.14
FEP (2 mil)/silver	0.05	0.62	0.08
GSFC Yellow	0.31	0.87	0.35

Un composant demandant une faible température d'équilibre dans l'environnement terre - soleil utilisera plutôt une couverture thermique blanche, hautement émissive dans l'infrarouge et hautement réfléchissante dans le visible (comme de la neige) (α faible et ε élevé); inversement, pour atteindre une température d'équilibre élevée, on prendra plutôt une surface métallique fortement absorbante dans le visible et faiblement émissive dans l'infrarouge. La plupart des satellites utilisent une combinaison de ces possibilités pour avoir la bonne température d'équilibre en fonction des zones concernées. Pour obtenir la température souhaitée, on utilisait dans le passé, une mosaïque de dépôts de types

différents, dans les proportions requises pour atteindre la bonne température. On a à présent, à notre disposition, toute une gamme très étendue de matériaux, coatings et peintures, conductifs et non conductifs, présentant un ϵ variant de .008 à environ 10. Le rayonnement UV, l'impact du plasma interplanétaire peuvent dégrader ou parfois améliorer les propriétés thermiques des surfaces de contrôle thermique. Il faut être soigneux dans le choix, l'évaluation, la mise en place et les tests de ces composants; souvent, on souhaite que les surfaces extérieures possèdent une certaine conductivité électrique, pour éviter des charges électriques perturbatrices.

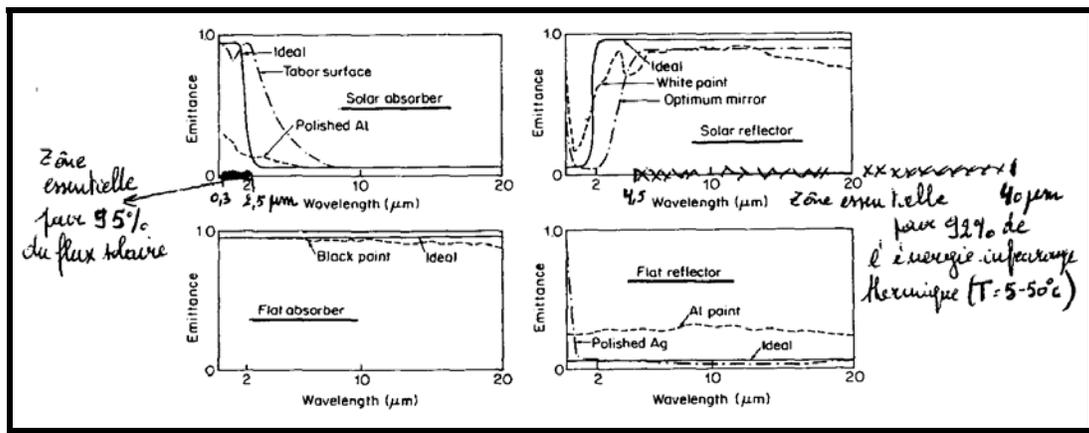
Les matériaux des surfaces de contrôle passif sont aussi souvent classées de la façon suivante:

Les réflecteurs solaires: Surface qui réfléchit l'énergie solaire alors qu'elle émet bien dans l'infrarouge. α faible, ϵ élevé, / faible

Les absorbeurs solaires: Surface qui absorbe fortement l'énergie solaire alors qu'elle émet difficilement dans l'infrarouge; élevé, faible, / élevé.

Les réflecteurs plats: Surface qui réfléchit bien dans tout le spectre, ϵ et faibles, / ~ 1

Les absorbeurs plats: Surface qui absorbe bien toutes les longueurs d'onde, ϵ et élevés, / ~ 1

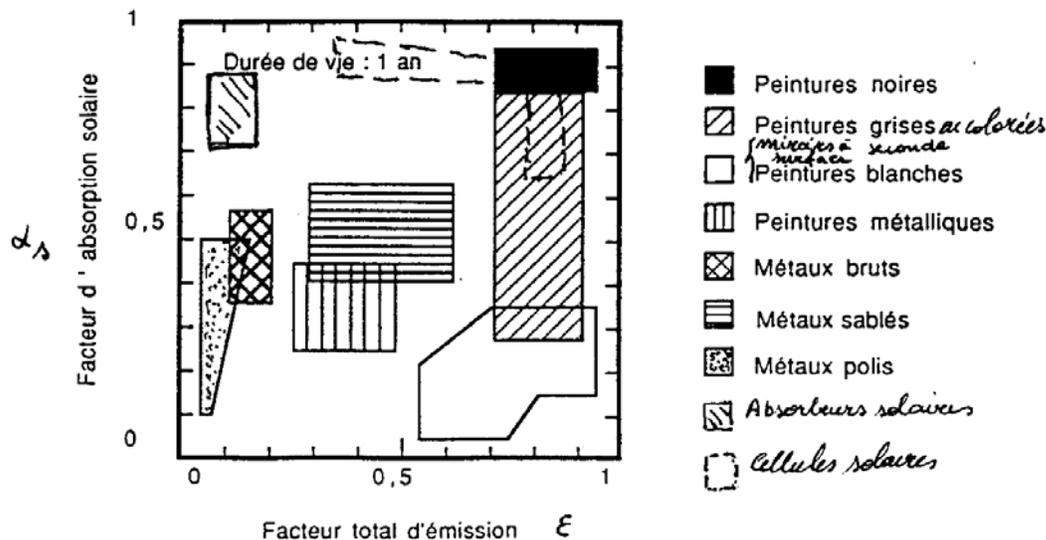


En pratique, **les réflecteurs solaires** caractérisés par des rapports α/ε très bas, sont fréquemment des peintures blanches. Les ratios α/ε habituels sont de l'ordre de 0.2, bien qu'on puisse en trouver en dessous de 0.1 en utilisant des SSM (second surface mirrors) ou des OSR (optical solar reflectors) qui sont des quartz argentés ou aluminisés. Ces miroirs sont attachés au satellite à l'aide d'adhésifs spatiaux stables. Ces matériaux présentent des α/ε dans le domaine des 0.06 à 0.14 et sont stables dans l'environnement spatial mais ils ne peuvent pas être configurés pour des grandes surfaces ou pour des surfaces complexes, pour des raisons de coûts. Leur application principale est la surface de petits radiateurs montés sur des conduits de chaleur attachés aux composants (électroniques) à refroidir.

Des matériaux inorganiques (à base de zinc) donnent des performances excellentes en orbite basse mais sont fortement dégradés en environnement interplanétaire. Des peintures à base organique, utilisant généralement des liants silicones et des pigments ZnO ou TiO₂, sont stables même sous des rayonnements UV qui habituellement provoquent un doublement du coefficient d'absorption après quelques années de fonctionnement. L'utilisation d'acrylique et de matériaux époxy a fortement amélioré la stabilité des surfaces de réflecteurs solaires aux rayonnements UV. Ces matériaux sont utilisés pour les surfaces étendues ou complexes telles que les disques d'antenne.

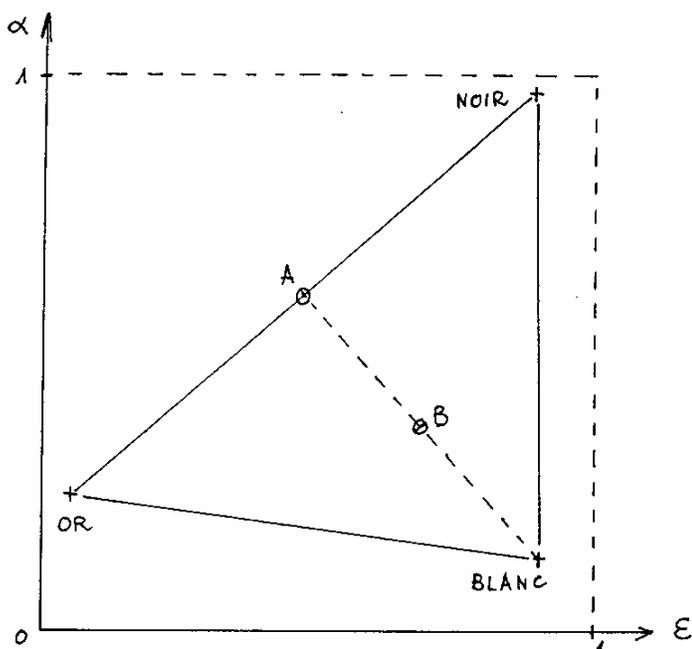
En pratique, les absorbeurs solaires généralement utilisés sont des métaux polis, électrodéposés ou des feuilles spécialement préparées pour être fixées soigneusement sur une surface. Généralement, on a $\alpha \leq .5$ avec ε très petit, variant de .3 à .1, de sorte qu'on arrive à des grandes valeurs pour $\alpha/\varepsilon > 1$. Les températures d'équilibre élevées, obtenues trouvent des applications dans les équipements devant être maintenus à haute température, tels que les enveloppes de détecteurs et les propulseurs.

Voici un tableau résumant les possibilités:



Nous allons passer en revue quelques-uns de ces revêtements.

MOSAIQUE DE 3 REVETEMENTS



Tout revêtement (α , ϵ) donné correspondant à un point à l'intérieur du triangle ainsi défini peut donc être obtenu en combinant ces trois revêtements, ou plus exactement en juxtaposant des zones noires, blanches et dorées dans les proportions voulues.

Un revêtement obtenu à partir de 50 % d'or et 50 % de noir correspondra au point A et aura un $\alpha = 0,61$ et un $\epsilon = 0,47$.

Un revêtement obtenu à partir de 25 % d'or, 25 % de noir et 50 % de blanc correspondra au point B avec $\alpha = 0,37$ et $\epsilon = 0,685$.

D'une façon générale, le point représentatif est le barycentre des 3 points de base affectés d'un poids proportionnel au pourcentage de la surface totale qu'ils recouvrent.

Lorsqu'on utilise cette technique, il faut veiller à l'homogénéité des revêtements ainsi obtenus afin d'éviter la création de points chauds, là où le revêtement est le plus "chaud", ou inversement de points froids.

Ce mode de contrôle est le plus simple et le plus fiable. Il est cependant tributaire du vieillissement des revêtements en ambiance spatiale (plus particulièrement sous l'action du rayonnement U.V. solaire qui provoque une augmentation de α) qui change les températures d'équilibre. Si l'on peut parler de fiabilité pour un composant inerte, comme une peinture par exemple, cette fiabilité est bonne dans la mesure où les dégradations attendues restent compatibles avec les niveaux de température désirés.

A l'aide de recouvrements "autocollants," on peut adapter le coating et ses paramètres thermiques en fonction des résultats des essais.

Les peintures spatiales

Elles sont constituées d'un liant (organique ou inorganique) et de pigment blanc, noir ou aluminium pour les plus courantes).

Les peintures blanches constituent des revêtements froids. Elles utilisent généralement un liant silicone pour des raisons de stabilité sous exposition aux U.V. et des pigments blancs de ZnO, TiO₂ ou Zn₂TiO₄.

Elles possèdent un α faible ≈ 0.2 et une émissivité ≈ 0.85 . Leur inconvénient est leur vieillissement important qui affecte leur absorptivité qui peut doubler et même plus en quelques années en orbite.

Les peintures aluminium qui sont quelque fois utilisées, sont constituées d'un liant silicone chargé de paillettes d'aluminium. Les valeurs de α et ε sont pratiquement égales et relativement faibles $\sim 0,26$.

Les peintures noires sont très utilisées à la fois comme revêtements extérieurs et comme revêtements internes en vue de faciliter les échanges radiatifs et homogénéiser les températures. Elles sont constituées de liants organiques divers (époxydes, polyuréthane, silicone) ou inorganiques (silicate). Leur pigment est toujours du noir de carbone, leur absorptivité solaire est très élevée ($\alpha \sim 0,96$) et leur émissivité importante ($\varepsilon = 0,88$ à $0,9$).

Les revêtements de type SSM ou OSR

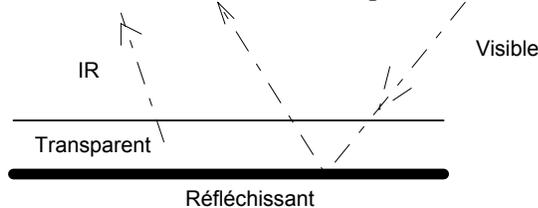
Ces revêtements composites sont constitués d'une couche transparente au rayonnement visible mais fortement émissive en IR et d'un revêtement métallique en face AR fortement réfléchissant, à très faible α

- **Les SSM ou "Second Surface Mirrors"** sont constitués de films plastiques souples métallisés à l'AR qu'on trouve avec ou sans adhésifs.

Les films plastiques les plus utilisés sont le TEFLON (FEP), le KAPTON (polyamide) ou le MYLAR (polyester). Les métallisations les plus courantes sont l'aluminium ou l'argent.

Leurs caractéristiques varient en fonction de la nature et de l'épaisseur du film plastique par exemple pour le **Téflon Aluminisé** :

- l'absorptivité est faible $\alpha \sim 0,14$
- l'émissivité peut varier de $0,4$ à 0.85 .



- **Les OSR ou "Optical Solar Reflector"** basés sur le même principe sont constitués d'une plaquette de verre (silice fondue ou verre au cérium) sous laquelle on dépose sous vide, une couche d'aluminium ou plus généralement d'argent: leur absorptivité solaire est très faible $\alpha = 0,10$ en début de vie. Leur émissivité voisine de $0,8$. Ils constituent le revêtement froid le plus utilisé sur les satellites de télécommunications pour les radiateurs des murs Nord/Sud. Ils sont beaucoup plus coûteux que les SSM.

Les rubans métalliques adhésifs

Ils sont constitués d'une mince couche de métal ou d'un film métallique déposé sur un substrat (film plastique ou tissu) et d'un adhésif. Les plus utilisés sont l'or, l'aluminium et quelque fois le cuivre.

Ils constituent des revêtements chauds, faciles d'emploi d' $\alpha/\varepsilon \sim 3$ pour l'aluminium, allant jusqu'à 8 ou 10 pour l'or.

Les métaux

Ce sont généralement des revêtements chauds. Mais leurs propriétés thermo-optiques dépendent fortement de leur état de surface (brut d'usinage, poli, sablé ou grenailé,...); par exemple, pour l'aluminium, on peut obtenir:

- aluminium brut $\alpha = 0,28$ $\varepsilon = 0,06$ $\alpha/\varepsilon = 4,5$
- aluminium poli $\alpha = 0,10$ $\varepsilon = 0,04$ $\alpha/\varepsilon = 2,5$

- aluminium microbillé $\alpha = 0,46$ $\varepsilon = 0,18$ $\alpha/\varepsilon = 2,5$
- aluminium diffusant $\alpha = 0,22$ $\varepsilon = 0,18$ $\alpha/\varepsilon = 1,2$

Revêtements composites à couches interférentielles

Ces revêtements sont constitués de couches très minces interférentielles de métaux, d'alliage de métaux ou d'oxydes métalliques et de couches réfléchissantes de métaux polis ou de silice. Ils laissent passer la lumière visible mais l'I.R. ne ressort que de façon sélective, (effet comparable à l'effet de serre).

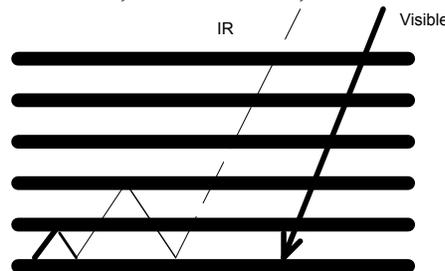
Ils sont utilisés pour obtenir des revêtements super chaud à rapport α/ε très élevé.

Par exemple:

Couches de NiCr sur SiO $\alpha = 0,70$ $\varepsilon = 0,045$ $\alpha/\varepsilon = 15.5 !$

Couche de Ni noir sur Ni brillant $\alpha = 0,90$ $\varepsilon = 0,06$ $\alpha/\varepsilon = 15$

Couche de Cr noir sur Cr brillant $\alpha = 0,95$ $\varepsilon = 0,15$ $\alpha/\varepsilon = 6,3$



Revêtements conducteurs électriques

Les revêtements de contrôle thermique, surtout les froids sont des isolants électriques de résistance de surface de l'ordre de $10^{15} \Omega / \cdot$. Les satellites en orbite géostationnaire surtout, sont irradiés par des particules chargées qui peuvent créer des différences de potentiel importantes en surface si les revêtements sont isolants, ce qui est souvent le cas pour les revêtements froids comme les peintures ou les OSR. Ces charges provoquent des claquages qui peuvent perturber ou même détruire les équipements électroniques. On a donc cherché à développer des revêtements conducteurs permettant l'écoulement des charges avec typiquement des résistances électriques superficielles $\leq 10^7 \Omega / \cdot$.

Les peintures conductrices s'obtiennent en incorporant des charges conductrices à des peintures classiques, du graphite par exemple pour les peintures noires, de la poudre d'argent pour les peintures aluminium. Le problème est plus délicat pour les peintures blanches car l'adjonction de charge modifie leurs caractéristiques thermo-optiques. Il n'existe pas de matériaux possédant à la fois une absorptivité solaire faible et une bonne conductivité électrique.

Des SSM et des OSR conducteurs sont réalisés à partir de SSM et OSR classiques par dépôt sous vide d'une mince couche (200 à 300 Å) d'ITO (oxyde d'indium dopé à l'étain) qui affecte très peu les caractéristiques thermo-optiques (légère augmentation de l'absorptivité). $\rho_s \approx 5.10^3 \Omega/\square$

CARACTERISTIQUES THERMO-OPTIQUES DES PRINCIPALES PEINTURES SPATIALES

DESIGNATION	NATURE	FABRICANT	α	ε	α/ε
Peintures blanches					
<u>1 non conductrices</u>					
- PSG 120 FD	Silicone	ASTRAL (FRANCE)	0,17	0.88	0.19
- S13G L.O.	Silicone	IITRI (USA)	0.18	0.90	0.20
- PSB	Silicate	ASTRAL (FRANCE)	0.14	0.90	0.15
<u>2 conductrices</u>					
- PCBZ	Silicone	ASTRAL (FRANCE)	0.29	0.80	0.36
Peintures noires					
<u>1 non conductrices</u>					
- CHEMGLAZE Z 306	Polyurethane	HUGHSON (USA)	0.96	0.88	1.09
- PSZ 179	Silicate	ASTRAL (FRANCE)	0.97	0.88	1.1
<u>2 conductrices</u>					
- CHEMGLAZE Z 300		HUGHSON (USA)	0.26	0.26	1
<u>Peinture Aluminium</u>					
- PSG 173 FD	Silicone	ASTRAL (FRANCE)	0.26	0.26	1

CARACTERISTIQUES THERMO-OPTIQUES DE DIVERS REVETEMENTS

DESIGNATION	FOURNISSEUR	α (BOL)	ϵ	α/ϵ
OSR	OCLI			
	PPE	0.11	0.83	0.17
SSM Téflon Aluminisé e = 0.5 mil	SHELDAHL	< 0.14	0.40	0.35
SSM Téflon Aluminisé e = 5 mil	SHELDAHL	< 0.14	0.75	0.19
SSM Téflon Aluminisé e = 10 mil	SHELDAHL	< 0.15	0.85	0.18
SSM Téflon Argenté e = 0.5 mil	SHELDAHL	< 0.09	0.40	0.23
SSM Téflon Argenté e = 5 mil	SHELDAHL	< 0.09	0.75	0.12
SSM Téflon Argenté e = 10 mil	SHELDAHL	< 0.1	0.85	0.12
SSM Kapton Aluminisé e = 0.5 mil	SHELDAHL	0.36	0.52	0.69
SSM Kapton Aluminisé e = 5 mil	SHELDAHL	0.49	0.89	0.55
Films plastiques métallisés extérieur				
Aluminium déposé sous vide sur Kapton ou Mylar	SHELDAHL	0.14	0.05	2.80
Or déposé sous vide	SHELDAHL	0.30	0.03	10.00
Divers				
Ruban adhésif Alu Scotchtape 363	3 M	0.20	0.06	3.33
Aluminium poli		0.10	0.04	2.50
Dépôt d'or électrolytique sur Mg		0.38	0.21	1.81
Dépôt d'or électrolytique sur AG 5		0.18	0.05	3.60
Cuivre poli		0.25	0.02	12.50
Nickel brillant		0.34	0.07	4.86
Acier 18.8 poli		0.20	0.10	2.00
Acier 18.8 sablé		0.75	0.80	0.94
Kovar poli		0.63	0.09	7.00
Kovar mat		0.88	0.30	2.93
Cellules solaires		0.7 à 0.8	0.8 à 0.85	0.91

Présentation de quelques produits SHELD AHL

Sheldahl propose 6 surfaces de base pour le contrôle thermique. Ces surfaces de base peuvent être coatées, laminées, combinées à une grande quantité de matériaux de contrôle thermique.

SECOND-SURFACE MIRRORS au TEFLON



La première couche de Téflon est disponible en épaisseurs de 2 à 125 microns (1/2 mil to 5 mils) et représente l'élément clé pour la propriété d'émissivité IR. Lorsque l'épaisseur de Teflon augmente, l'émissivité augmente.

Epaisseur de TEFLON MICRONS	INCHES	Emissivité typique
12	0.0005	0.4
25	0.001	0.5
50	0.002	0.6
125	0.005	0.77

Le type de dépôt métallique définit la valeur d'absorptivité obtenue. Les valeurs les plus faibles sont obtenues avec l'argent et l'aluminium qui sont les métaux les plus utilisés sur du Téflon de 50 et 125 microns pour obtenir un faible rapport α/ϵ pour des températures en opération faibles. Il faut noter que 125 microns de Teflon sur du chrome conduit à un miroir "noir".

DEPÔT METALLIQUE	ABSORPTION SOLAIRE
ARGENT	0.06 - 0.09
ALUMINUM	0.1 - .14
CUIVRE	0.20 - 0.30
BISMUTH	0.35 - 0.45
GERMANIUM	0.45 - 0.55
INCONEL	0.60 - 0.70
CHROME	0.70 - 0.80

SECOND-SURFACE MIRROR au KAPTON



Les "Second-surface mirrors" au Kapton (Polyimide) sont aussi très populaires. Comme pour le Téflon, l'épaisseur de Kapton définit l'émissivité qui augmente avec l'épaisseur. L'Aluminium est toujours utilisé comme miroir métallique. Le Kapton a une couleur orange par transparence. La densité de couleur augmente avec l'épaisseur ainsi que α et aussi ϵ de sorte que α/ϵ reste constant ≈ 0.5 .

Épaisseur de KAPTON MICRONS	Emissivité	Absorptivité
12	.56	.33
25	.70	.35
50	.79	.38
75	.85	.41
125	.93	.45

FIRST-SURFACE MIRRORS

Les miroirs utilisent comme substrats du Kapton ou du Mylar. Ces miroirs sont usuellement utilisés pour réaliser des matelas isolants multicouches (MLI Multi layer insulator ; soit plusieurs écrans infrarouges).

L'aluminium est le plus utilisé; vient ensuite l'or; l'argent est utilisé en de rares occasions. Ils fournissent tous une faible émissivité.

Il faut de grandes surfaces pour réaliser des matelas thermiques; c'est pourquoi, on utilise de préférence le Mylar aluminisé pour des raisons de coûts. Cependant parfois une bonne résistance à haute température et des exigences de résistance à la chaleur dictent le choix d'un film de base de Kapton.

KAPTON POLYIMIDE

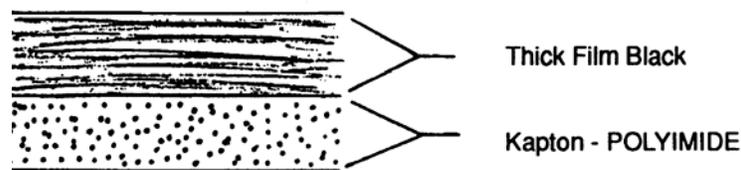
SUBSTRAT

MYLAR POLYESTER

DEPÔT METALLIQUE	Emissivité	Absorptivité
Or	0.02	.28
Argent	0.02	0.07
Aluminium	0.03	0.12

Pour la combinaison KAPTON/ Aluminium, on a $\alpha/\epsilon=3$; si on inverse la feuille, on est dans le cas précédent $\alpha/\epsilon=0.5$ qui convient mieux comme dernière surface face au soleil.

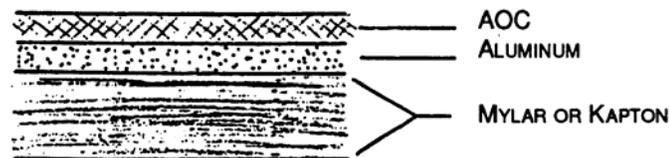
COATING NOIR



- EPAISSEUR 33 MICRONS
- CONDUCTIVITE 75,000 OHMS/ □
- ABSORPTIVITE 0.9
- EMMISSIVITE 0.9
- COMPOSITION liant Polyester chargé carbone
- OPTION sous-couche d'aluminium

Le film épais noir d'environ 33 μm , est composé of de polyester rempli de carbone Il est appliqué sur le substrat de Kapton fournit des valeurs élevées d'émissivité et d'absorptivité. Le coating est unique car il est électriquement conducteur de résistance en surface de 75,000 ohms / carré. Si on désire une meilleure conductivité on peut interposer une couche d'aluminium entre KAPTON et dépôt noir ce qui conduit à 3,000 à 5,000 ohms / carré.

COATING RESISTANT A LA CORROSION



Le coating résistant à la corrosion a été développé spécifiquement pour permettre de remplacer l'Or par de l'Aluminium dans les matelas multicouches de la navette spatiale. Au début des années 1970, l'or fut choisi pour le système de MLI de la navette à cause de l'exigence de réutilisation de 100 cycles. A chaque fois que la navette quitte l'atmosphère terrestre, l'air dans le matelas MLI est évacué. Lorsque la navette rentre dans l'atmosphère terrestre, le matelas MLI se remplit de l'air qui entoure le véhicule lors de sa réentrée. Cet air peut contenir des sels et autres contaminants qui peuvent corroder l'aluminium et l'éliminer. L'or ne se corrode pas et l'or était le bon choix à l'époque où il coûtait \$50/ troy ounce (31,1g). Cependant, entre-temps le prix de l'or a atteint \$850 / troy ounce, ce qui n'est plus le bon choix économique.

L'AOC qui signifie "acrylic-over-coat," a été développé et appliqué à la surface de l'aluminium. Ce coating ne fait que 2,000-4,000 angströms d'épaisseur, mais suffit pour protéger pour un essais en brouillard salin de plus de 24 heures et satisfait tous les critères de température, d'humidité et de tests d'abrasion. Les propriétés optiques ne sont pas affectées par le coating avec une émissivité typique d'environ 0.03.

TESTS SUBIS

SCOTCH TAPE TEST

24 HEURES DANS UN BROUILLARD SALIN DE 5 %

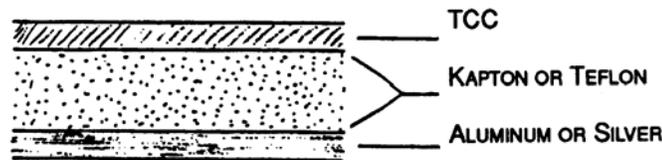
100 CYCLES ENTRE -195°C et 205°C

10 CYCLES d'HUMIDITE

25 CYCLES D'ABRASION

VERIFICATION DES PROPRIETES OPTIQUES QUI NE SONT PAS AFFECTEES

COATING TRANSPARENT CONDUCTIF



Le coating transparent conductif de Sheldahl nommé TCC se compose essentiellement d'oxyde d'indium à l'étain. Le TCC est appliqué sur la surface extérieure des miroirs sur la seconde surface. pour fournir un moyen de drainer les charges d'électricité statique induites par le plasma et les photons.

Sans TCC, il est possible d'atteindre des potentiel de charge de 20,000 à 30,000 volts sur les surfaces des systèmes à miroir sur la seconde surface. Lors de la décharge, cela peut conduire à l'érosion des coatings thermiques et les composants électroniques peuvent être mis on, off ou "brûlés". Le TCC ainsi fabriqué possède une résistivité de surface d'environ 10,000 ohms par carré. Le TCC augmente l'absorption solaire de 3% et l'émissivité n'est pas modifiée. Son adhérence est excellente, cependant des démontage répétés de la couverture dthermiques peuvent conduire à des criques dans le coating et à une perte importante de conductivité (Plusieurs expériences sur SOHO ont rencontré ce problème, au point que l'ESA a fini par recommander d'autres fournisseurs). Il faut donc vérifier la conductivité dès qu'on reçoit le produit, il faut le manipuler avec soin car le coating est sensible à une humidité importante, à l'abrasion, à la flexion et au cyclage thermique.

CONDUCTIVITE	30,000 à 50,000 OHMS/ Carré
PROPRIETES OPTIQUES	
ABSORPTIVITE	accroissement de 3 % de la valeur initiale
EMISSIVITE	pas de modification
ADHESION	SCOTCH TAPE TEST

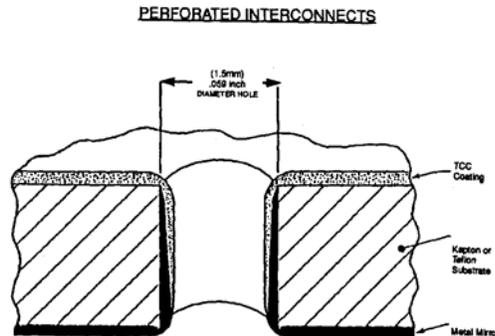
SOIN DANS LES MANIPULATIONS:

ATTENTION A HUMIDITE ELEVEE, ABRASION, FLEXION ET CYCLAGE THERMIQUE.

MISE A LA MASSE: Comme la couche de TTC est très mince (environ 250 angströms), la connection d'un fil de mise à la masse est délicate. Il est conseillé de procéder de la façon suivante:

Il faut commander des matériaux TCC préperforé de connections. Le process Sheldahl consiste à perforer le substrat de Téflon ou de Kapton de trous d'environ 1.5mm de diamètre tous les 15mm (entre centres). La surface totale ainsi ouverte est de 1%. Le miroir métallique est déposé sur sur une des face après perforation et on s'assure que le métal recouvre aussi les surfaces des

trous. Le TCC est ensuite déposé sur l'autre face en s'assurant aussi qu'il recouvre les parois des trous sur la couche métallique permettant une connection électrique. Comme il y a environ 3 trous par 225 mm², il y a redondance de possibilité de mises à la masse même pour des petites surfaces.



Quelques informations sur les polymères utilisés

KAPTON (DU PONT)

Film polyimide qui conserve ses propriétés physiques, électriques et mécaniques sur une grande plage de températures. Il est synthétisé par la réaction de bipolycondensation entre dianhydride aromatique et diamine aromatique.

- pas de solvant organique connu
- non fusible
- résistant à la flamme
- isolant électrique et thermique (utilisé pour isoler les câbles ou comme substrat de circuit imprimé flexible)

Du Pont réalise 3 types de KAPTON :

HN : -269 à 400 °C

VN: stabilité dimensionnelle supérieure

FN HN, coaté 2 faces avec du téflon (Résine fluorocarbone FEP)

MYLAR (PET Thermoplastique)

Film de Polyéthylène terephthalate polyester

- Très résistant à la fatigue et à la déchirure
- excellente transparence
- bonnes propriétés électriques.
- résiste à l'humidité, acides, graisses, huiles et solvants

(On utilise pour réaliser les bandes magnétiques, des vêtements, les cordes des pneus d'automobiles)

TEFLON (Thermoplastique)

PTFE Polytetrafluoroéthylène : $(-CF_2-CF_2-)_n$

Isolant électrique

Inerte chimiquement dans presque tous les environnements

Excellentes propriétés électriques

faible coefficient de frottement

Peut monter jusqu'à 260°C

Utilisé dans joints anticorrosifs, tuyauteries chimiques, vannes, paliers, coatings antiadhésifs, "fartage" des skis, composants électroniques à haute température.

Qualification des revêtements passifs

Avant toute utilisation sur un satellite, les revêtements passifs doivent être qualifiés, c'est-à-dire qu'ils doivent satisfaire à un certain nombre de tests qui simulent le stockage au sol ou l'environnement spatial.

- Chaleur humide (test de stockage au sol)

Pour le stockage au sol, on fait subir aux échantillons un test de chaleur humide qui consiste à mettre ces échantillons dans une étuve portée à 90° C avec un pourcentage d'humidité relative de 90 % et ceci pendant 5 jours. Un examen optique et un test d'adhérence déterminent la bonne tenue du revêtement.

- Cyclages thermiques sous vide

Ce test et les suivants sont des tests simulant l'environnement spatial. Les cyclages thermiques sous vide ($P < 10^{-6}$ torr) se font entre - 100°C et + 100°C, chaque cycle ayant une durée de 1 h 30 mn, le nombre de cycles est de 200. De même pour ce test, un examen optique et un test d'adhérence déterminent la bonne tenue du revêtement.

- Dégazage - Pollution

Nous ne décrivons pas ici ce test du "1 % - 0.1 %" (μ VCM qui est présenté ailleurs).

- Irradiations U.V. - Particules

Ce test ne concerne que les revêtements externes des satellites qui sont généralement des revêtements froids. Les échantillons de revêtements passifs sont irradiés par une lanterne au Xénon qui simule l'irradiation U.V. du soleil, en même temps ou successivement, on irradie par bombardement électronique ou protonique. La mesure de la variation du facteur α donne une idée du vieillissement du revêtement.

- Mesures électriques sous vide

Pour les revêtements conducteurs, on mesure sous vide la résistance superficielle en fonction du temps. Dans certains cas, on est amené à mesurer le potentiel de surface des revêtements. Pour cela, on irradie les échantillons par bombardement d'électrons de basse énergie (quelques keV), après irradiations, on mesure à l'aide d'une sonde, le potentiel de surface. Un revêtement est dit conducteur si son potentiel de surface ne dépasse pas quelques dizaines de volts.

- Avantages et inconvénients des revêtements passifs

- Avantages

Les principaux avantages sont :

- le poids : les revêtements passifs sont assez légers ; par exemple, le poids d'une peinture noire est de 50 g/m², d'une blanche 120 g/m². Pour un SSM, ce poids est de l'ordre de 300 g/m²
- la facilite d'application: les peintures sont faciles à appliquer, par contre les OSR sont plus difficiles à mettre en place. En effet, il faut coller chaque OSR de dimensions 5 x 5 cm sur la structure du satellite
- le coût : les revêtements passifs sont peu chers en général sauf les revêtements conducteurs du type SSM et OSR. On peut dire par exemple que le prix d'un SSM conducteur est dix fois supérieur à celui d'un SSM classique.

- Inconvénients

Le principal inconvénient, surtout pour les revêtements externes, est leur **vieillessement important** en ambiance spatiale. En effet, les irradiations U.V. et corpusculaires dégradent souvent fortement les propriétés thermo-optiques des revêtements. A titre d'exemple, une peinture blanche voit son absorptivité solaire passer de 0.20 à 0.40 au bout de 2 ans en orbite.

Le thermicien devra donc tenir compte de ce vieillissement en surdimensionnant les surfaces des revêtements, ce qui entraîne une augmentation de poids quelque fois importante.

Comme autre inconvénient, on peut citer le **dégazage-pollution des revêtements**, surtout en ce qui concerne les peintures, bien que l'on s'oriente vers des peintures à faible dégazage. On a à présent mis au point des peintures noires et blanches à faible dégazage qui ont permis d'abaisser nettement le taux de dégazage. Par exemple, on utilisait jusqu'à maintenant des peintures blanches PSG 120 dont la perte de poids était de $TWL = 1.02 \%$, condensables $NVCR = 0.15 \%$. La peinture S1, récemment développée, présente quant à elle, une perte de poids de 0.09% , produits condensables : 0.02% .

Conclusion

Comme on a pu le voir, les revêtements de contrôle thermique passifs sont très divers et très nombreux : peintures, films plastiques métallisés, dépôts métalliques, etc. De constants efforts de recherche sont faits en vue d'améliorer les propriétés thermo-optiques, le vieillissement ou la tenue de ces revêtements par utilisation de nouveaux produits ou amélioration de produits existants. Enfin, le choix entre les différents revêtements susceptibles d'être utilisés doit tenir compte bien évidemment des propriétés thermo-optiques des divers revêtements, mais aussi de la stabilité de ces revêtements et de leur facilité d'application.

Superisolation multicouches

Un moyen de minimiser a la fois le rayonnement et l'absorption solaire consiste à utiliser des matelas de superisolation. Ces matelas sont constitués d'un empilement de feuilles très minces (6µm) de plastique (KAPTON ou MYLAR) rendues faiblement émissives par aluminisation sous vide (0.03 µm d'Al). Chaque feuille constitue un écran radiatif. Elles sont généralement séparées par des intercalaires isolants de type "voile de mariée" destinés à diminuer la conduction entre deux écrans consécutifs (voile de DACRON ou de NYLON) sinon les feuilles sont "chiffonnées" pour réduire les contacts conductifs. Ces matelas comportent typiquement de 10 à 15 couches.

On caractérise leur fonctionnement par une conductance efficace entre les 2 couches extérieures:

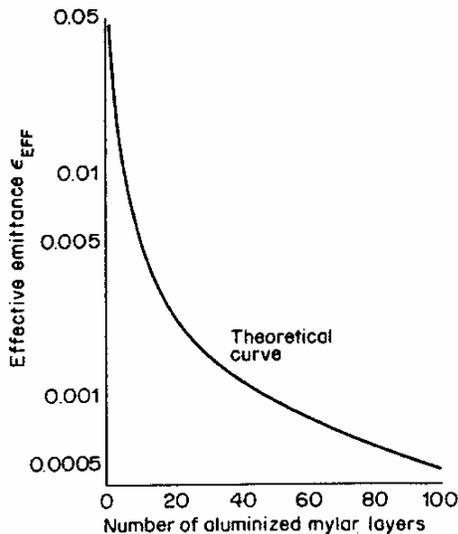
$$C_{eff} = \frac{Q}{A.(T_{ext.} - T_{int.})} \text{ (W / m}^2 \text{ / K) .}$$

C'est une valeur qui doit être déterminée par l'expérience car de nombreux phénomènes perturbent les performances théoriques d'un matelas infiniment grand (conduction au travers des intercalaires, points thermiques dus au procédé d'assemblage et de mise à la masse, singularité au niveau des bords, conductivité gazeuse résiduelle, etc.).

La figure ci-dessous représente l'émissivité équivalente théorique en fonction du nombre de couches en supposant

- pas de contact entre les feuillets
- un vide entre les feuillets
- pas de fuite thermique aux bords.

En pratique, les feuillets se touchent et ou la conduction entre les feuillets n'est pas négligeable particulièrement aux bords et dans les perforations; il peut y avoir une pression entre les feuillets causée par de l'air emprisonné ou de la sublimation dans le vide; tous ces paramètres réduisent l'efficacité du MLI; les émissivités effectives sont plus élevées que leurs valeurs théoriques L'espace optimal des feuillets est de 20-25 feuillets par cm d'épaisseur de matelas au delà, on ne réduit pas la fuite thermique.

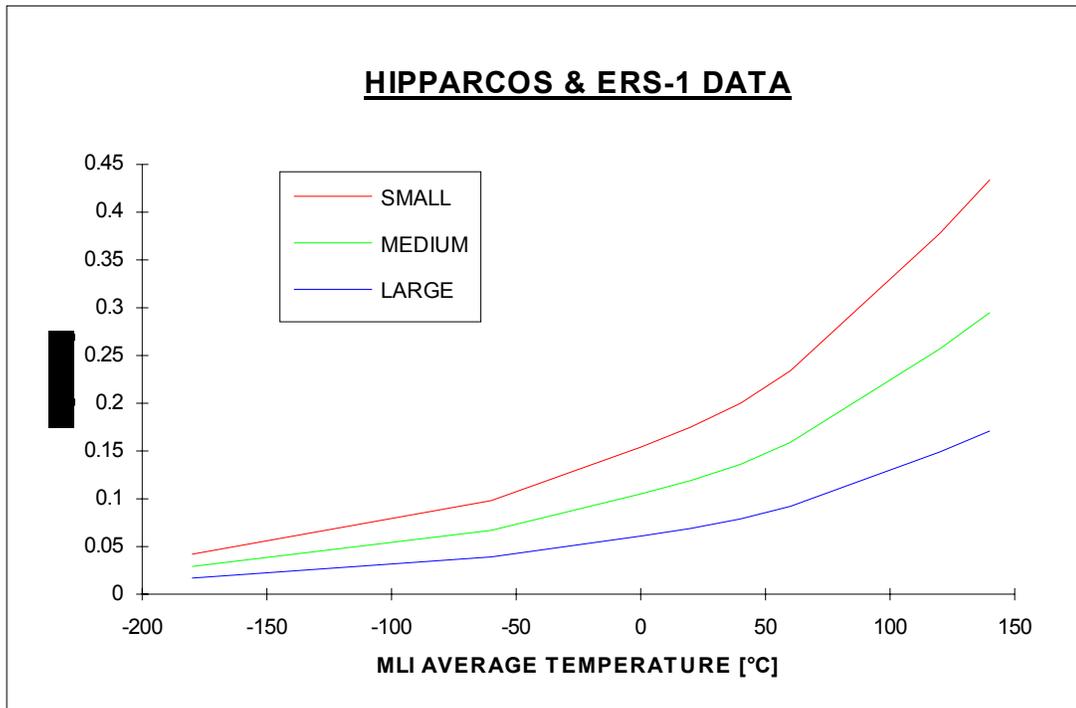


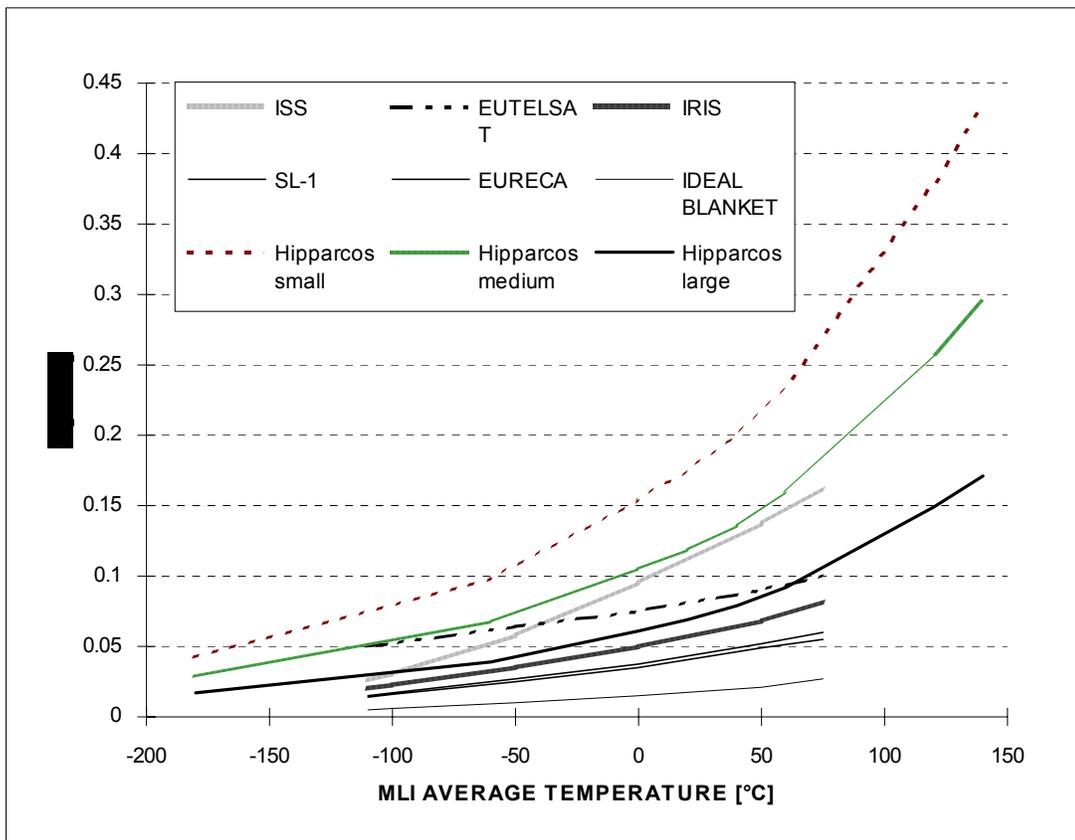
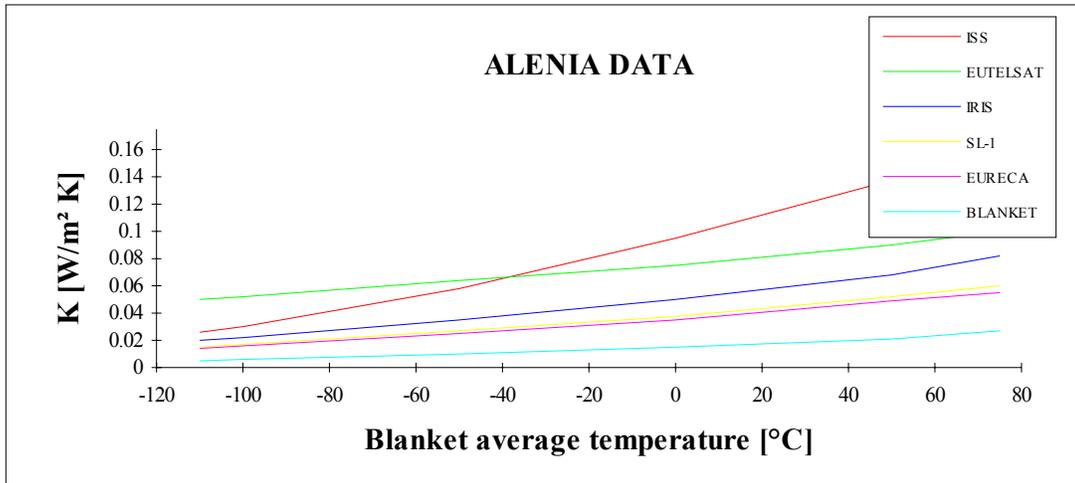
Effective emittance versus number of aluminized Mylar layers (theoretical)

Il peut y avoir un facteur 4 entre la valeur théorique et la valeur expérimentale:

- conductivité entre les feuilles
- ponts thermiques entre feuilles extrêmes (fils, mise à la masse, ...)
- conduction parallèle aux feuilles = 10⁴ x conductivité perpendiculaire (fuites aux singularités et recouvrements des matelas)
- Conductivité thermique dans gaz résiduels au sol.

MLI conductances						
<i>Alenia data</i>						IDEAL
T [°C]	ISS	EUTELSAT	IRIS	SL-1	EURECA	BLANKET
-110	0.026	0.05	0.02	0.015	0.014	0.005
-100	0.03	0.052	0.022	0.017	0.016	0.006
-50	0.058	0.064	0.035	0.027	0.025	0.01
0	0.095	0.075	0.05	0.0375	0.035	0.015
50	0.1375	0.09	0.068	0.052	0.049	0.021
75	0.1625	0.1	0.082	0.06	0.055	0.027
<i>Hipparcos data</i>						
	SMALL	MEDIUM	LARGE			
-180	0.042	0.029	0.017			
-60	0.098	0.067	0.039			
0	0.154	0.105	0.061			
20	0.175	0.119	0.069			
40	0.2	0.136	0.079			
60	0.234	0.159	0.092			
120	0.378	0.257	0.149			
140	0.434	0.295	0.171			





Moyens de contrôle passif de la conduction

Les structures de satellite sont généralement peu conductrices de la chaleur, du fait des épaisseurs très faibles réalisées pour minimiser la masse et des dimensions importantes mises en jeu. Il est parfois nécessaire d'améliorer localement la conduction par adjonction de plaque d'aluminium sur les panneaux en Sandwich Nid d'abeilles pour, par exemple, mieux répartir sur un radiateur une dissipation thermique localisée. Ces plaques portent le nom de "**doubleurs**" ou **répartiteurs de chaleur**.

Ils sont d'utilisation courante dans les satellites de télécommunications sur les panneaux Nord et Sud où sont implantés les collecteurs des TOP.

Un autre moyen passif d'amélioration des échanges conductifs est l'utilisation de **matériaux de remplissage d'interface (interface filler)** entre par exemple un boîtier et son support. Ce sont, soit des **graisses thermiques** (DC 340: $h \approx 4 \text{ à } 5 \text{ W/cm}^2/\text{K}$ pour $P = 5 \text{ Kg/cm}^2$), soit des **feuilles d'élastomère chargées**, ou d'**Indium** ($h = 1 \text{ à } 2 \text{ W/cm}^2/\text{K}$) ($C = h.s$; C conductance de contact, h coefficient de passage; S surface apparente de contact; h dépend de la planéité, de la rugosité, de la présence d'air, de la pression))

Inversement, il est nécessaire d'isoler thermiquement certains éléments de la structure. Ceci est obtenu par l'interposition de rondelles isolantes (généralement en **résine chargée de fibre de verre**) aux points de fixations, ou des feuilles isolantes.

feuilles isolantes	h W/cm ² /K
asbestos	6.10 ⁻³
mica	5.10 ⁻²
teflon	2.10 ⁻¹
papier carbone	4.10 ⁻³

MOYENS DE CONTROLE ACTIFS

On passe au contrôle actif en plus d'un contrôle thermique passif quand la plage de températures tolérées est réduite, l'environnement thermique, variable, le vieillissement des propriétés thermo-optiques et des systèmes dissipatifs, significatif ou lorsque les calculs de modélisation sont imprécis. On appelle **moyens actifs tous ceux** qui ne sont pas purement passifs. On peut les classer en plusieurs catégories.

On qualifie parfois de **semi-actifs** ou **semi-passifs** ceux qui par exemple ne font appel qu'à **des changements d'état**, (PCM, caloduc à conductance constante) ou qui sont commandés automatiquement (volets actionnés par bilame) ou encore qui ne nécessitent pas une source de puissance.

On réserve parfois le nom de **moyens actifs** à tous ceux qui sont susceptibles de subir des pannes subites, qui mettent en jeu des pièces ou des fluides en mouvement, ou qui utilisent de la puissance électrique.

Ces **distinctions** sont un peu arbitraires et controversées. Les principaux moyens actifs au sens large sont:

- les réchauffeurs électriques,
- les systèmes à volets ou croix de Malte,
- les caloducs,
- les matériaux à changement de phase,
- les systèmes à boucle fluide,
- les éléments Peltiers,
- les dispositifs à cycles thermodynamiques,
- Les solutions binaires conjuguées,
- la cryogénie.

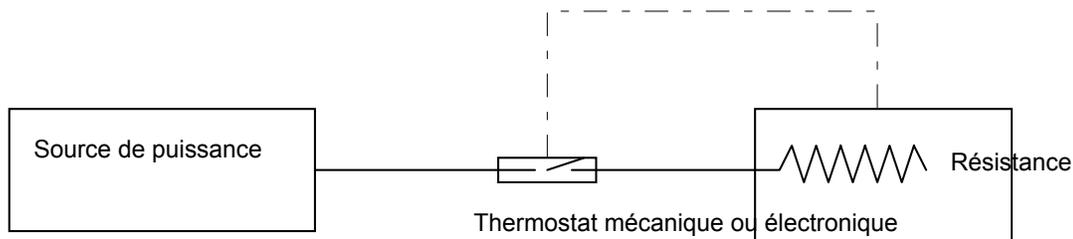
Les réchauffeurs électriques. chaufferettes ou "heater"

Ce sont des résistances électriques dont la dissipation dépend de la tension appliquée aux bornes ou plutôt du temps d'application d'une tension constante.

Les plus couramment employées sont de type laminaire et sont constituées de fils de cuivre pris en sandwich entre 2 feuilles de KAPTON ou de circuits imprimés sur feuille de KAPTON. Ils se présentent sous une forme souple qu'on applique par collage sur les éléments à contrôler.

Il existe deux types principaux d'utilisation:

- - comme réchauffeurs proprement dits, appliqués sur des éléments sensibles dont la température minimale ne peut être garantie par des moyens passifs, (**MODE OPERATIONNEL**)
- - comme élément de compensation ou de remplacement dont la dissipation se substitue à celle d'un équipement mis "OFF", afin de ne pas faire trop varier la charge thermique du satellite. (**MODE NON OPERATIONNEL**)



Ces réchauffeurs peuvent être télécommandés, soit activés par des thermostats mécaniques utilisant le principe du bilame pour ouvrir ou fermer le circuit d'alimentation

Dans ces deux cas, ils dissipent une puissance constante.

Dans les systèmes de contrôle plus élaborés, la puissance moyenne dans la résistance peut être commandée par une électronique ajustant la tension aux bornes en fonction des indications d'un capteur de température (thermistance par exemple) placé sur l'élément à contrôler ou le duty cycle à V constant (28V souvent).

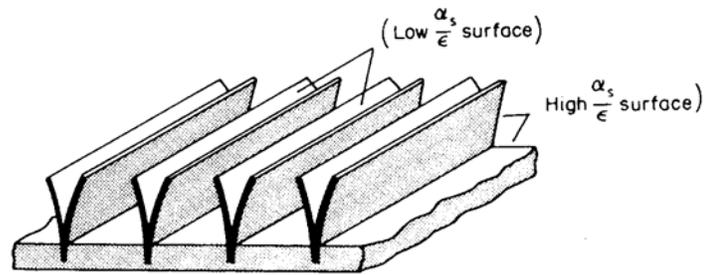
Avec des chaufferettes de type film de KAPTON, on peut dissiper jusqu'à 10 W/cm² environ autour de l'ambiante. (T max = 250°C)

Les systèmes à volets mobiles

Ces systèmes sont destinés à ajuster les échanges radiatifs d'une surface avec l'espace ou parfois avec l'intérieur du satellite. Ils sont constitués d'une surface émissive qui peut être masquée par des écrans mobiles en fonction des besoins de réjection.

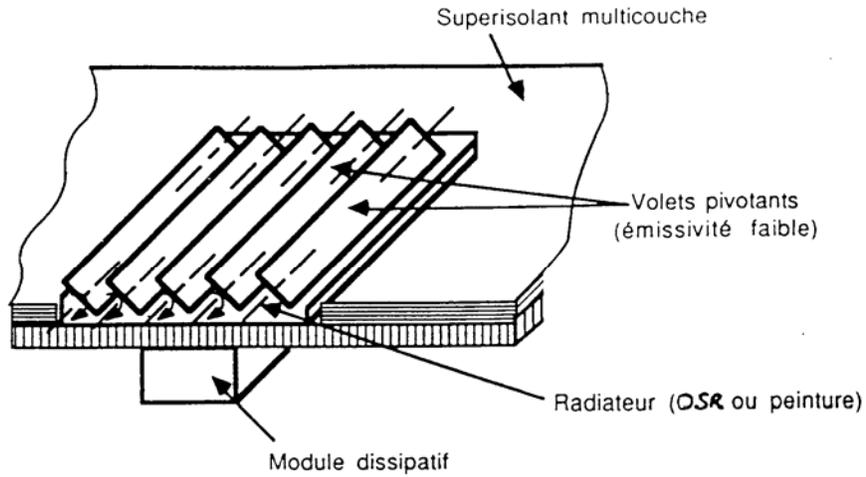
- Les volets de type persiennes ou "louvers" sont constitués de lames parallèles à faible émissivité pouvant pivoter autour d'axes parallèles à la surface radiante à haute émissivité. La capacité de réjection est fonction de l'angle des lames avec la surface.

La rotation peut être commandée par bilame ou par vaporisation d'un liquide dans un soufflet, ou encore activement au moyen de moteurs électriques télécommandés.

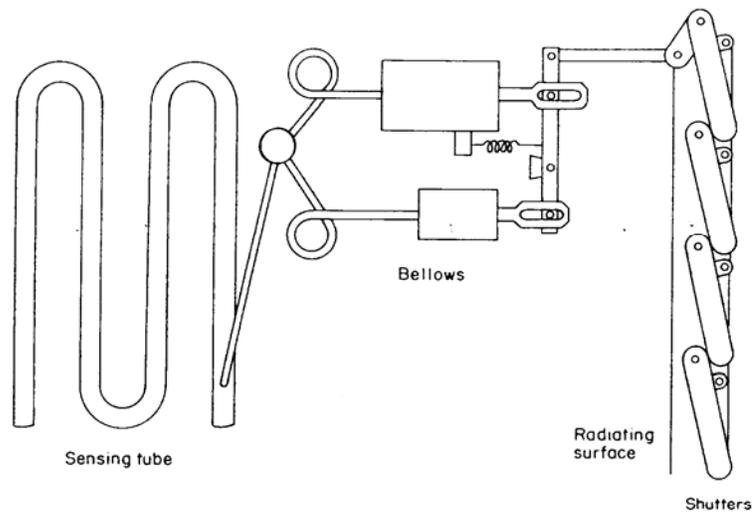


Active thermal control system with bimetallic fins.

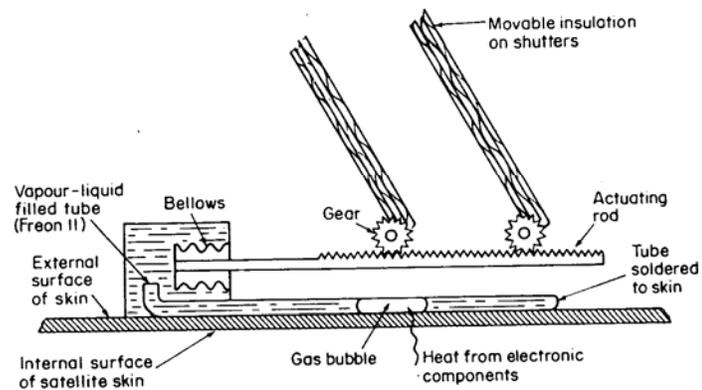
Au Soleil, les réflexions multiples sur les lames rendent le calcul des performances très délicat et celles-ci sont trop dépendantes de l'azimut du Soleil.



Principe des volets mobiles

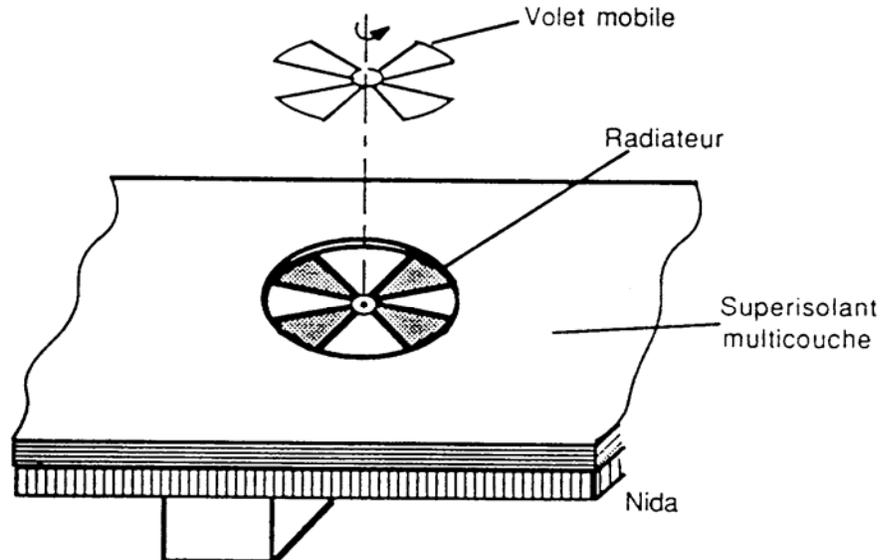


Schematic of gas-bellows-actuated dynamic temperature controller



Schematic of Nimbus active temperature control mechanism

Les volets mobiles de type Croix de Malte ne présentent pas cet inconvénient mais ont une efficacité surfacique faible. Les volets mobiles en forme de Croix de Malte ont leur axe normal à la surface à contrôler qui comporte des zones à haute et faible émissivité. Ce type de volet très simple est assez largement utilisé aux U.S.A.

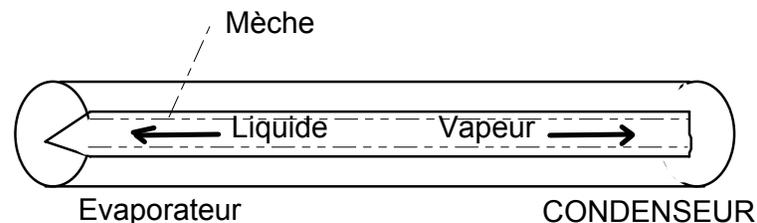


Volet type "Croix de Malte"
PRINCIPE DES SYSTEMES A VOLETS

Les caloducs ou "heat pipe" à conductance constante

Ce sont des dispositifs qui permettent de transporter de grandes chaleurs avec des gradients thermiques très faibles.

Un caloduc classique est constitué par un tube fermé dont les parois sont couvertes par une structure capillaire (très mèche) et dans lequel après avoir fait un vide poussé, on a introduit une quantité de liquide volatil de façon à saturer la mèche + un léger excédent. Le fluide est choisi de façon à avoir son point de vaporisation dans un domaine de température compatible avec les équipements à contrôler. (Le remplissage est fait à une température proche des conditions d'utilisation). L'enceinte est ensuite fermée hermétiquement.



Le principe de fonctionnement est le suivant: là où il y a apport de chaleur il y a évaporation avec absorption abondante de chaleur (chaleur latente d'évaporation), la pression monte pratiquement instantanément dans l'ensemble du caloduc. Au contact des parois plus froides, la vapeur se recondense en libérant sa chaleur de condensation, le liquide en excès revient par capillarité vers les zones d'évaporation. Le transfert de chaleur des zones chaudes vers les zones plus froides se fait à très grande vitesse (jusqu'à la vitesse du son), le gradient de pression est en fait très faible et le fluide est quasi-isotherme (quelques dixièmes de degrés). On peut ainsi transférer de grandes quantités de chaleur sans créer de gradients significatifs de chaleur.

En raison des résistances thermiques des mèches et des parois, l'isothermicite interne ne se retrouve pas parfaitement sur les parois externes. Des gradients de quelques degrés, fonction des flux transmis, existent entre parois externes et vapeur dans les zones d'évaporation et de condensation.

Il existe de nombreux types de caloducs suivant la nature du fluide caloporteur, celle de l'enveloppe et des mèches.

Pour les applications spatiales classiques, avec des domaines de fonctionnement voisin de l'ambiante, les fluides les plus couramment utilisés sont l'eau et surtout l'ammoniaque. Les gaines sont soit en inox, soit en aluminium. Il existe une grande variété de mèches sous forme d'écrans, d'artères, de simples cannelures dans la face interne.

Les diamètres vont du mm à quelques cm, les longueurs de quelques dizaines de centimètres à quelques mètres.

Le diamètre est choisi en fonction de la puissance totale à transporter, des densités de puissance au niveau du condenseur et de l'évaporateur, de la distance de transport. A titre d'exemple, un caloduc en inox de 1 cm de diamètre de 1 m de longueur peut transporter 100 W avec un gradient inférieur à 0,5°C et ne pèse qu'environ 50 grammes. Un barreau de cuivre de même dimension évacuerait cette puissance avec une différence de température de 3 400°C. (Le barreau de cuivre équivalent aurait un diamètre de 80 cm et pèserait 4.5 tonnes ! au lieu de 50 grammes)

Des considérations pratiques de tenue à la pression limitent le domaine d'utilisation de 30 % autour de la température normale d'ébullition. Les limites extrêmes sont le point triple et le point critique du fluide.

Les performances chutent très rapidement dès que le phénomène de transport par capillarité est affecté. Il peut être détruit par des phénomènes de surchauffe c'est-à-dire d'ébullition à l'intérieur du matériau poreux ce qui limite les densités de flux radiales admissibles. Il est grandement affecté par la gravité qui peut s'opposer à la pression capillaire dans la mèche. Les performances sont limitées par la dénivellation maximale qu'on peut tolérer entre la partie chauffée et la partie froide. Le capillaire fait remonter le liquide sur une certaine hauteur qui dépend de la géométrie du capillaire (finesse), de la température, de la nature du fluide (viscosité, mouillabilité); si la longueur du caloduc est supérieure à la hauteur de pompage il y a un risque d'assèchement et de dégradation de la mèche lorsqu'on chauffe par dessus. Ils fonctionnent d'une manière optimale quand l'évaporateur est le point le plus bas. Il n'y a aucun problème dans l'espace en état d'apesanteur mais des contraintes importantes pendant les essais au sol où bien souvent, on doit assurer leur horizontalité.

Dans les satellites les **utilisations principales** sont les suivantes:

- - transport de puissance d'un équipement vers un radiateur,
- - uniformisation des températures d'un radiateur sur lequel sont montés des équipements très dissipatifs. Une solution à caloducs en cas de puissance importante est plus légère qu'une solution à simple répartiteur,
- - couplage entre murs Nord et Sud par exemple d'un satellite de télécommunication, l'un étant dans l'ombre lorsque l'autre est au soleil de façon à faire fonctionner tous les équipements à même température.

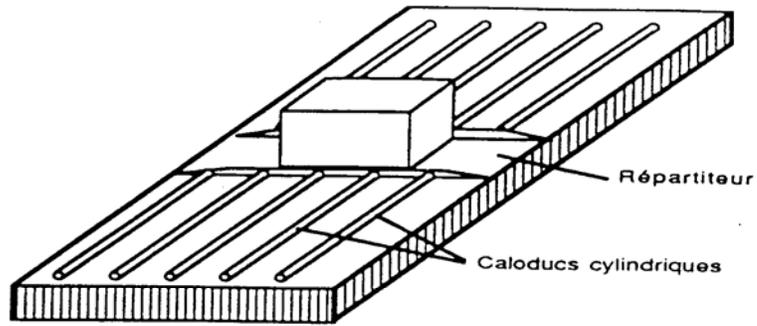
Des caloducs spatiaux sont réalisés par la SABCA en Belgique

PRINCIPAUX MATERIAUX UTILISES POUR LA CONSTRUCTION DES CALODUCS

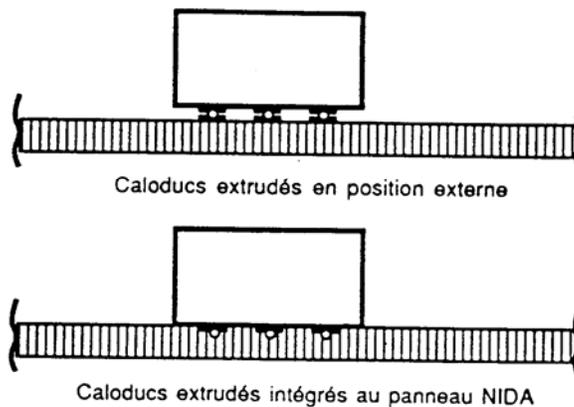
Domaine de température (°C)	Fluide	Enveloppe	Chaleur latente d'évaporation (J/g)
-271 à -269	Hélium		
- 200 à - 80	azote liquide	acier inoxydable	
- 70 à + 60	ammoniac liquide	nickel, aluminium. acier inoxydable	1350
- 45 à + 120	méthanol	cuivre, nickel, acier inoxydable	
+ 5 à + 230	eau	cuivre, nickel	2258
+ 190 à + 550	mercure	acier inoxydable	
+ 400 à + 800	potassium	nickel, acier inoxydable	1958
+ 500 à + 900	sodium	nickel, acier inoxydable	3913
+ 900 à + 1500	lithium	niobium + 1% zirconium	19.700
+ 1500 à + 2000	argent	tantale + 5% tungstène	

Les autres paramètres sont: viscosité, capacité de pompage capillaire qui dépend de la nature de la mèche, des dimensions de la mèche, de la tension de surface du liquide.

Contrôle thermique



PRINCIPE D'UTILISATION DE CALODUCS SUR UN RADIATEUR



EXEMPLE D'INTEGRATION DE CALODUCS SUR UN RADIATEUR NIDA

Les caloducs sont utilisés également pour le refroidissement des boîtiers électroniques où on a développé de très faibles diamètres (0.5 mm).

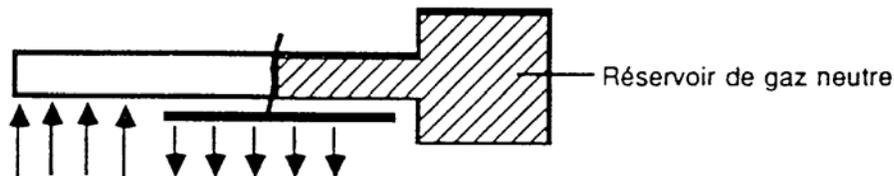
On peut les utiliser pour certains composants de puissance de façon à augmenter leur surface d'échange avec un puits thermique sans apporter de résistance thermique de conduction significative.

Des transistors de puissance de type T0-61 peuvent être vissés sur un caloduc plat comportant des plots taraudés.

On a proposé de même l'utilisation de caloducs plats pour remplacer des répartiteurs de chaleur métalliques sous des rangées de boîtiers céramique plats.

Caloducs à conductance variable

Dans ce type de caloduc, on introduit à l'intérieur en plus du fluide caloporteur, une quantité de gaz neutre non condensable qui permet de faire varier la longueur active du caloduc en contact avec un puits thermique (radiateur par exemple).



Contrôle thermique

Lorsque la puissance injectée augmente, la température s'élève légèrement, le gaz neutre est comprimé et la longueur active augmente, on a ainsi un système autorégulé en T.

On peut également réchauffer le réservoir de gaz au moyen d'une chaufferette et commander la dilatation de celui-ci, donc faire varier à volonté la longueur active en fonction de la température de l'équipement liée à l'évaporateur. Ces dispositifs permettent des régulations relativement fines.

Les matériaux à changement de phase (PCM)

Ces dispositifs utilisent la chaleur latente de changement de phase d'un corps (fusion-solidification) pour absorber les variations cycliques de dissipation d'un équipement, ou pour le maintenir à température constante en cas de variation très importante de l'environnement thermique.

Ils sont efficaces pour des phénomènes transitoires de durée relativement courte, passage en éclipse par exemple ou pour absorber des pointes de dissipation.

Ils sont constitués par un réservoir au matériau conducteur (aluminium par exemple) rempli d'un produit dont le point de fusion est proche de la température à contrôler. Lorsque la température de l'équipement associé au PCM passe par le point de fusion, le changement de phase absorbe ou libère une grande quantité d'énergie (chaleur latente) et la température reste stable jusqu'à réalisation complète du changement d'état.

Un grand nombre de matériaux sont susceptibles d'être utilisés (paraffines, composés organiques divers, composés minéraux hydratés, métaux comme le gallium, eutectiques, ...).

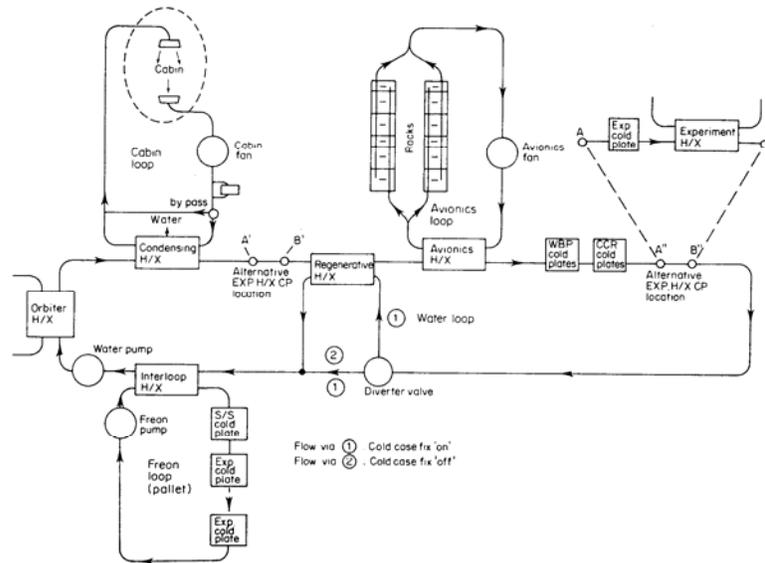
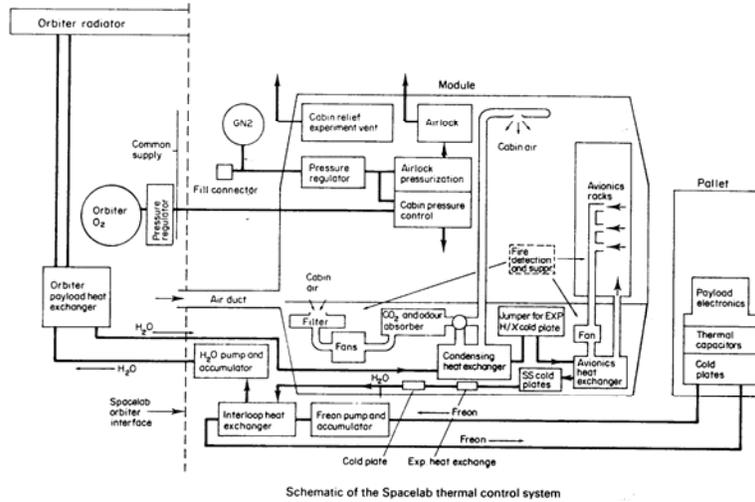
Ils sont choisis pour leur point de fusion en premier lieu et pour leur grande chaleur latente, mais également en fonction de leur densité, conductibilité thermique, comptabilité avec l'enveloppe, coefficient de dilatation, ...

Les systèmes à boucles fluides

Pour les véhicules spatiaux de grandes dimensions (plates-formes, stations orbitales, navette...), les distances entre les sources de chaleurs (équipements) et les radiateurs sont souvent très grandes. On utilise des circulations de fluides pour véhiculer la chaleur d'un point à un autre. Le fluide (de l'eau ou des Fréons) est inclus dans un circuit fermé et circule grâce à des pompes dans ce qu'on appelle une boucle. Les équipements électroniques par exemple sont fixés sur des "cold-plates" dans lesquelles circule le fluide dont on peut faire varier le débit.

Plusieurs boucles peuvent être connectées entre elles par des échangeurs thermiques, chacune des boucles fonctionnant à des niveaux de température différents.

Contrôle thermique



Les éléments PELTIER ou therrioéléments

Ils sont utilisés comme pompe à chaleur pour réaliser le refroidissement le plus souvent d'équipement.

Ils fonctionnent sous faible tension mais nécessitent des intensités élevées. Leur rendement est faible (10 à 20 %) et leur principal inconvénient est lié à leur géométrie, ils sont très plats (quelques millimètres) et leur face chaude est très proche de leur face froide. Le problème est l'évacuation de la puissance totale (pompée + puissance électrique fournie) par la face chaude. On relie parfois cette face chaude à un radiateur par l'intermédiaire d'un caloduc.

Les systèmes à cycles thermodynamiques (4 à 8K)

Ils sont envisagés pour les applications cryogéniques; les systèmes à boucle fermée sont basés sur différents cycles thermodynamiques (BRAYTON, VUILLEMIER, STIRLING, GIFFORD, MAC MAHON/ SOLVAY, JOULE THOMSON). Leur rendement est faible et leur durée de vie limitée.

Contrôle thermique

Certains systèmes à boucle ouverte sont basés sur l'effet de refroidissement causé par la détente adiabatique d'un gaz (détente de Joule-Thomson). Le gaz doit être refroidi avant d'être détendu, il est refroidi par une dérivation du gaz après détente.

Sujet de thèse de Doctorant par P. JAMOTTON à CSL:

Titre : Etude, optimisation et réalisation d'un prototype spatial de réfrigérateur à double étage Hélium 4 et Hélium 3.

Objectifs :

La plupart des expériences spatiales ont un besoin de refroidir les détecteurs pour augmenter leur sensibilité. Il y a plusieurs chemins pour y arriver, et nous avons décidé de nous orienter vers la solution qui consiste à évaporer un bain d'Hélium 3.

La faisabilité de cette solution a été démontrée à partir d'une source chaude à 2 [K].

Nous allons optimiser cette solution afin d'augmenter la puissance froide tout en diminuant la puissance rejetée à la source chaude. De plus nous allons réaliser un système à double étage qui permet d'avoir une source chaude au dessus de 4.2 [K].

Un premier modèle de laboratoire sera réalisé, puis optimisé. Ensuite, l'ensemble sera "spatialisé" pour pouvoir non seulement fonctionner en apesanteur, mais aussi survivre aux sollicitations mécaniques du décollage.

DEVELOPPEMENTS FUTURS EN TECHNIQUES CRYOGENIQUES SPATIALES

Les **détecteurs actuels** demandent en effet des températures de 80 K à 1.8 K pour réduire le bruit de fond et supprimer l'auto-émission infrarouge ou parfois même neutraliser les effets des radiations sur les détecteurs CCD par exemple). L'origine des besoins en cryogénie spatiale vient de l'astronomie infrarouge, c'est-à-dire l'étude de vieilles étoiles qui ne peuvent être détectées que dans le domaine de l'infrarouge thermique. Les progrès du développement de détecteurs à semiconducteurs, des bolomètres très sensibles, des SQUID's et d'autres systèmes supraconducteurs conduisent à des développements ultérieurs de systèmes de refroidissement. Pour obtenir un rapport signal/bruit correct pour tous ces détecteurs modernes, il faut atteindre des **températures inférieures à 100 mK**. D'autre part, ces basses températures doivent être **maintenues constantes** dans des limites étroites pour la plupart des applications. De telles températures peuvent (?) être atteintes par **des systèmes de refroidissement sophistiqués**.

Les **premières liquéfactions** de l'oxygène et de l'air datent de 1877 (Pictet (Suisse) et Cailletet (Français)), celle de L'O₂ et de N₂ en quantité plus significative de 1883 par Wroblewski et Olszewki, celle de l'hélium par Kammerlingh Onnes date de 1911. Dans les laboratoires de recherche fondamentale, on atteint maintenant des μ K. D'autre part, des réfrigérateurs industriels utilisés en physique des particules élémentaires peuvent soutirer plusieurs KW de 4.4 K à des températures ambiantes, avec des efficacités thermiques de 40 % de celle d'un cycle idéal de Carnot. Enfin, les aimants supraconducteurs des scanners médicaux de résonance magnétique fonctionnent pendant des années, par refroidissement continu à 4.4 K.

La **cryogénie spatiale** repose fondamentalement sur les mêmes principes que la cryogénie en laboratoire. Cependant, les systèmes en général doivent être reconçus spécifiquement et de nouveaux composants doivent être développés pour satisfaire aux demandes spécifiques d'instruments d'optique, aux exigences du satellite et aux contraintes imposées par l'environnement spatial (contraintes sévères du lancement, de l'environnement 0g, des limitations en masse, en puissance et en encombrement, des interactions entre le sous-système cryogénique et les instruments scientifiques). Aucun des systèmes ci-dessus ne peut être envoyé dans l'espace. En plus, le degré élevé de **fiabilité** requis pour les composants "qualifiés spatiaux" ne peut être obtenu que par un développement mené longtemps avant la mission souhaitée, avec un programme d'assurance qualité rigoureux et une vérification expérimentale extensive. La **durabilité** est le paramètre de performance qui distingue essentiellement les applications spatiales des exigences de laboratoire, industrielles ou militaires.

La durabilité dans l'espace signifie : plusieurs années sans dégradation des performances de refroidissement, sans maintenance.

Beaucoup de raisons ont justifié l'utilisation de systèmes cryogéniques ouverts, au début de l'astronomie et de l'aéronomie spatiale, dans les années 1970. Par leur simplicité inhérente, ces systèmes constituent toujours la pratique habituelle aujourd'hui.

Les demandes pour des missions futures, de durées plus longues et de températures plus basses conduisent cependant au **développement de refroidisseurs mécaniques et de systèmes de refroidissement additionnels à cycle fermé**.

Quelles sont les exigences ?

Températures

Contrôle thermique

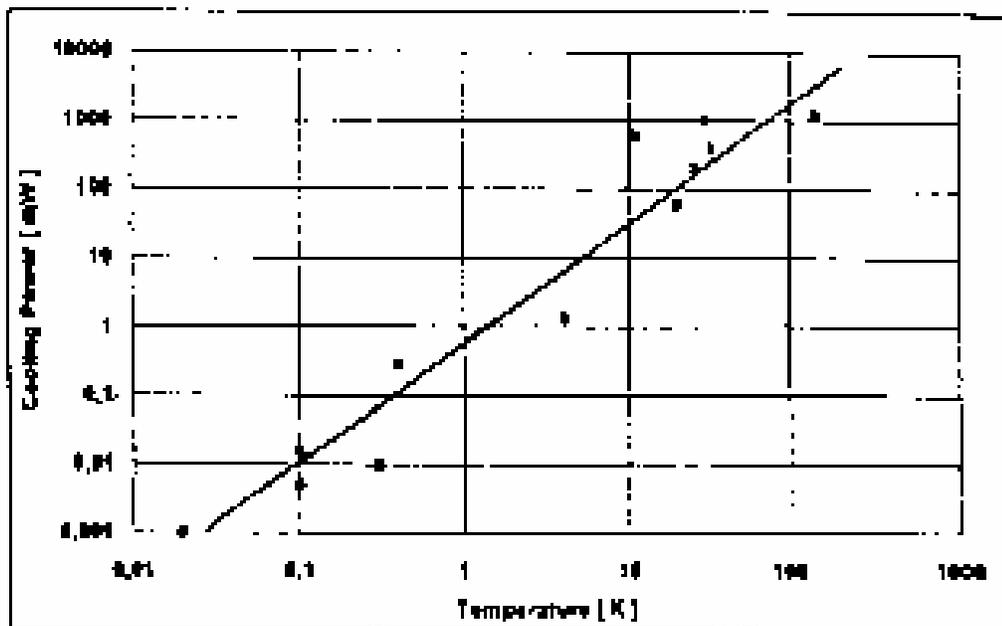
L'origine des besoins en cryogénie spatiale vient de l'astronomie infrarouge, c'est-à-dire l'étude de vieilles étoiles qui ne peuvent être détectées que dans le domaine de l'infrarouge thermique.

Les progrès du développement de détecteurs à semiconducteurs, des bolomètres et des systèmes supraconducteurs conduisent à des développements ultérieurs de système de refroidissement. Pour obtenir un rapport signal/bruit correct pour tous ces détecteurs modernes, il faut, comme on l'a vu dans l'introduction du cours, atteindre des températures inférieures à 100mK. D'autre part, ces basses températures doivent être maintenues constantes dans des limites étroites pour la plupart des applications.

Puissance de refroidissement

Les puissances typiques requises pour les systèmes de refroidissement spatiaux sont :

- ~1 W à 80 K
- ~ 0,x W à la température de l'hélium liquide
- ~ μ W pour $T < 1$ K



Puissances de refroidissement typiques* à des T différentes pour les réfrigérateurs spatiaux

* pour refroidir le détecteur et aussi compenser les effets des radiations solaires albedo, stray light, conduction des supports, dissipation des moteurs, ...

Efficacité thermodynamique (rendement)

Environnement

Les contraintes d'environnement dépendent de la mission. Les vibrations mécaniques sont souvent un inconvénient majeur : ceci à la fois pour le système de refroidissement qui doit tenir le coup mais aussi pour le détecteur qui est sensible aux vibrations causées par le réfrigérateur.

Certains détecteurs comme le SQUID's (Superconducting Quantum Interference Device) (système détecteur de champ magnétique extrêmement sensible qui comprend deux jonctions JOSEPHSON; le champ magnétique extrême est détecté par la mesure des variations de potentiel à travers ces jonctions) sont très sensibles aux champs magnétiques et ont par conséquent un impact considérable sur la sélection des composants électromécaniques (moteurs positionneurs, vannes à solénoïde, ...).

La microgravité a un impact spécialement sur les fluides cryogéniques où de nouveaux systèmes doivent être développés pour séparer la vapeur de la phase liquide et pour confirmer le liquide à l'intérieur du réservoir.

Performances générales

La durabilité est le paramètre de performance qui distingue essentiellement les applications spatiales des exigences de laboratoire, industrielles ou militaires.

La durabilité dans l'espace signifie : plusieurs années sans dégradation des performances de refroidissement, sans maintenance.

Les systèmes de refroidissement spatiaux

Pour réduire la puissance, il faut des rendements élevés. Pour des rendements élevés, il faut utiliser des systèmes de refroidissement à plusieurs étages, avec un nombre croissant de composants mécaniques (échangeurs de chaleur, vannes, compresseurs, expanseurs, ...), ce qui augmente la masse du système et réduit sa fiabilité.

Comme on l'a vu ci-dessus, les rendements augmentent avec la capacité de la machine et avec la dimension de la machine, alors que les machines spatiales devront être les plus compacts possibles.

De même, des critères de fiabilités donnent la préférence à des systèmes non mobiles, ce qui exclut aussi beaucoup de process parmi les plus efficaces. Par conséquent, la plupart des développements ont été réalisés dans les compresseurs et expanseurs, en vue de réduire la dégradation par frottement ou la contamination.

Systèmes de refroidissement à cycle ouvert

Les systèmes de refroidissements à cycle ouvert consistent en un réservoir cryostat qui contient un cryogène liquide ou solide, qui est progressivement évacué vers la payload. Le problème de rétention des fluides, en 0-gravité, a conduit au début à l'utilisation préférentielle de refroidisseurs cryogéniques solides (néon ou méthane), avec les problèmes associés de conditionnement avant lancement et du transfert de chaleur à des solides faiblement conductifs. Des systèmes de refroidissement à l'hydrogène, liquides et solides, ont été étudiés puis finalement abandonnés pour des raisons de sécurité.

La température la plus basse que l'on puisse atteindre avec un cryostat à cycle ouvert est 1,4 K, par évaporation de ^4He à une pression de vapeur d'environ 3 mbar. Bien que dans l'espace le pouvoir de succion est infini, la perte de charge à travers le système de libération des gaz cryogéniques est telle qu'elle ne permet pas de pomper sur le cryogène à une température plus basse ^3He avec son point d'ébullition encore plus bas n'est pas utilisé dans les systèmes ouverts, à cause des coûts énormes de matériel.

En dessous de 2,17 K, la séparation de phase de l'hélium liquide bénéficie des propriétés superfluides. En montant un bouchon poreux sur le réservoir He, cela permet d'établir une chute de pression, ainsi qu'une chute de température à la sortie du réservoir d'hélium. Ceci permet de renvoyer le liquide vers le réservoir et de ne lâcher que la vapeur d'hélium.

Les premières études de cryostats spatiaux à He superfluide, remontent à la fin des années 1970, lorsque le German Infrared Laboratory (G.I.R.L.) et le projet CHRESUS de l'ESA furent bâtis et testés comme S.T.M. (Structural Thermal Model).

Le cryostat ISO :

Pour permettre une mission de 18 mois, ISO emporte 2.250 l d'hélium superfluide à une température de 1.8 K. L'évacuation s'effectue au travers d'un bouchon inox poreux à une vitesse moyenne de 4.2 mg/sec. La chaleur sensible de l'hélium gazeux est utilisée en évacuant le gaz au travers de trois panneaux écrans radiatifs, refroidis par la vapeur.