

Ce sujet de TIPE traite des voiles solaires.

Il s'agit ici d'en étudier ses principes et ses applications, sa (ses) manière(s) de les contrôler et d'en tirer le meilleur parti.

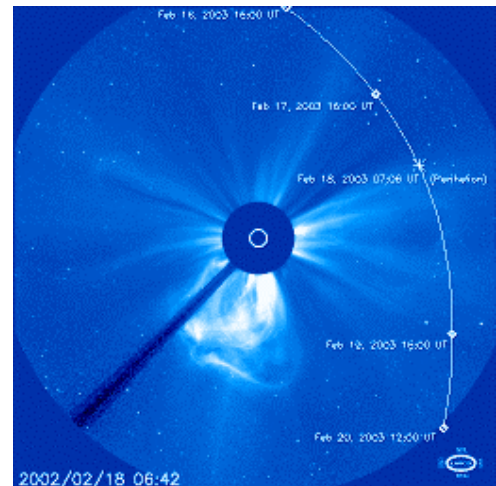


Introduction :

Le vent a permis le développement des voiliers marins, les photons permettront la naissance prochaine des voiliers solaires. Ce sont des moyens de transport spatial. Ils utilisent, via la voile, la **pression photonique**, c'est-à-dire la pression de radiation lumineuse sur une surface réfléchissante. **Une voile solaire est donc avant tout un miroir.**

L'hypothèse qu'une telle force existe a été formulée par Kepler en 1616 lorsqu'il observa que **la queue des comètes subissait une** déviation à l'opposé du soleil.

Depuis, théories et expérience ont prouvé que naviguer « à la voile » dans l'espace était envisageable. Des missions ont même été réalisées : Znamia par exemple (bien que légèrement différente), et pour septembre 2003 est normalement prévu Cosmos 1.



Pour étudier ce vaste sujet, nous commencerons par ***mettre en évidence la pression photonique (théorie et expérience)***, nous mettrons ensuite en œuvre ***l'utilisation d'un tel voilier par un satellite***. Enfin nous nous intéresserons à un type de voile particulier : ***l'Héliogyro et la mission Cosmos-1***.

1- Mise évidence de la pression photonique.

1-1 Mise en évidence expérimentale.

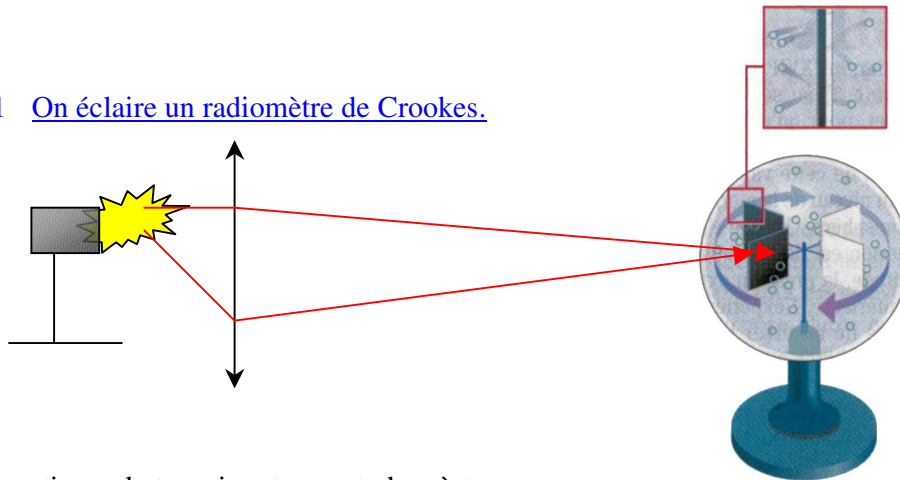
Le but de ces expériences est de montrer qu'il existe bien une force due à la lumière elle seule.

Ces deux expériences sont assez élémentaires, a priori ressemblantes mais vont mettre en évidence deux phénomènes radicalement différents.

Matériel utilisé :

- un radiomètre de Crookes puis un tube de Crookes.
- une lampe en lumière blanche assez puissante (150 à 200W pour l'expérience réalisée, mais une lampe plus puissante aurait été préférable).
- une lentille convergente de distance focale assez faible de préférence pour concentrer le faisceau sur les ailettes.

1-1-1 On éclaire un radiomètre de Crookes.



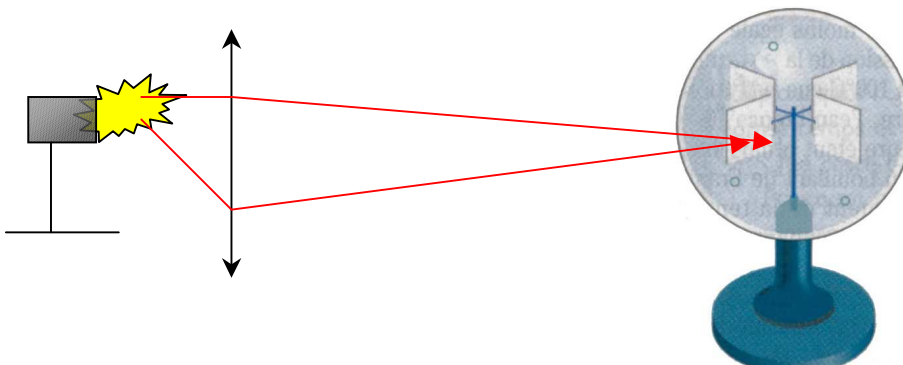
Observations : le tourniquet se met alors à tourner.

Il tourne toujours de façon à ce que la face noire soit repoussée quelle que soit la face éclairée !

Interprétation : dans un radiomètre de Crookes, on ne réalise qu'un vide partiel de manière à ce que le libre parcours moyen des molécules d'air présentes avoisine le diamètre de l'ampoule.

C'est l'**agitation thermique** (les faces noires sont qualitativement mieux réchauffées que les faces blanches) qui est donc responsable du mouvement et non la pression photonique. On en déduit que si une telle pression existe, elle est très faible devant la force due à l'agitation thermique.

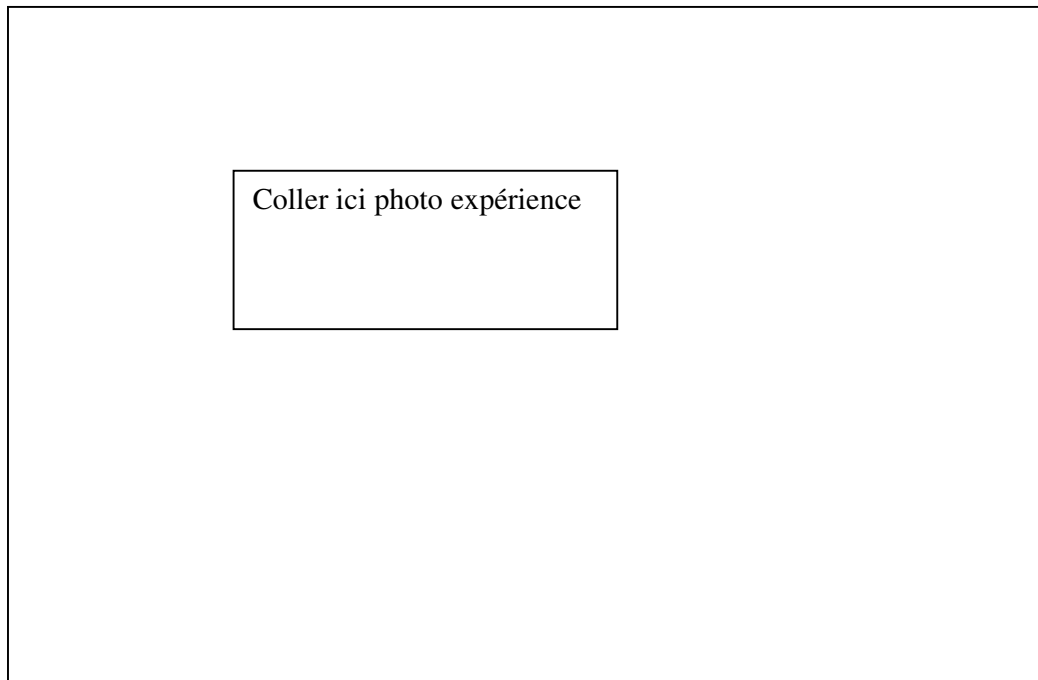
1-1-2 On éclaire un tube de Crookes.



Observations : on constate que là encore, les ailettes se mettent à tourner, mais **elles démarrent beaucoup plus lentement**. On en déduit que la **force due à la poussée photonique est très faible**. Lorsqu'on éclaire l'autre ailette, le mouvement de rotation ralentit et change de sens, ce qui tend à prouver que la lumière est bien responsable de la poussée exercée sur la facette.

Interprétation : La vitesse atteinte est assez faible car on a utilisé (faute de moyens) un tube de Crookes dans lequel les ailettes sont blanches et non pas réfléchissantes : le coefficient de réflexion est donc beaucoup moins bon et on atteint seulement 45 à 50 trs/min en régime permanent...

Dans un tube de Crookes le vide est très poussé : ainsi la force due à l'agitation thermique n'existe plus : seule la force de pression photonique existe.



Expérience du tube de Crookes réalisée avec une lampe de 150-200W et une lentille de distance focale 5cm.

Nous allons maintenant vérifier le sens de la force et en donner un ordre de grandeur de manière théorique.

1-2 Aspect théorique.

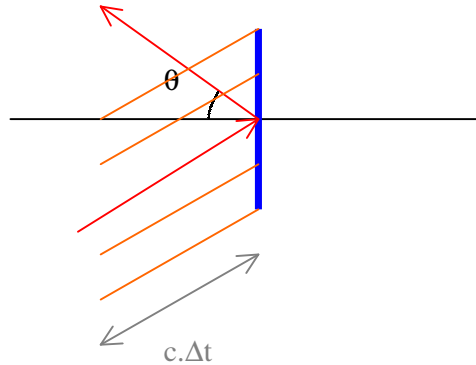
1-2-1 Origine de la force.

Pour réaliser l'étude théorique, deux aspects sont envisageables :

- **L'aspect corpusculaire** : les photons frappent la surface réfléchissante et cèdent une partie de leur quantité de mouvement.
- **L'aspect électromagnétique** de la lumière : une onde est réfléchiée, une onde est transmise.

Nous nous limiterons à l'étude du premier aspect, les deux visions aboutissant au mêmes résultats cohérents entre eux.

Sur une voile de surface S, de coefficient de réflexion en énergie R, frappée par des photons d'énergie $h\nu$:



Quantité de mouvement reçue par la voile pendant $\Delta\tau$

Chaque photon qui frappe la voile fournit alors la quantité de mouvement $p = h\nu/c$

Le principe fondamental de la dynamique donne donc $F^p = -\frac{d\beta}{dt}$ pendant $\Delta\tau$

D'où l'expression de la force moyenne :

$$\langle F^p \rangle = \frac{1}{\Delta\tau} \int_t^{t+\Delta\tau} F^p . dt = -\frac{1}{\Delta\tau} \int_t^{t+\Delta\tau} d\beta$$

→ **calcul de Δp**

$$-\Delta\beta = \beta_i - \beta_f = (1+R)p \cos\theta \mathcal{E}_x + (1-R)p \sin\theta \mathcal{E}_y$$

$$-\Delta\beta = p(\cos\theta \mathcal{E}_x + (1-R)p \sin\theta \mathcal{E}_y - R.p(-\cos\theta \mathcal{E}_x + \sin\theta \mathcal{E}_y))$$

$$-\Delta\beta = p . A$$

Remarque : $1+R$ correspond à la partie incidente et réfléchiée (à gauche de la voile en rouge sur le schéma)

$1-R = T$ = coefficient de transmission en énergie correspond à la partie transmise

(à droite de la voile).

Comme on a $c \cdot \Delta t \cdot \cos \theta$ photons qui frappent la voile pendant Δt , on obtient

$$\langle \vec{F} \rangle = p \cdot c \cdot d \cdot S \cdot \cos \theta \cdot \vec{A} = h \cdot \nu \cdot d \cdot S \cdot \cos \theta \cdot \vec{A}$$

Comme on a $c \cdot \Delta t \cdot \cos \theta$ photons qui frappent la voile pendant Δt , on obtient

$$\langle \vec{F} \rangle = p \cdot c \cdot d \cdot S \cdot \cos \theta \cdot \vec{A} = h \cdot \nu \cdot d \cdot S \cdot \cos \theta \cdot \vec{A}$$

→ **Puissance reçue par la voile.**

Soit P_s la puissance surfacique délivrée par le soleil $P_s = \frac{P_{sol}}{4 \pi r^2}$

$P_s = d \cdot c \cdot h \cdot \nu$ = [nombre de photons qui traversent une unité de surface par seconde] * [énergie d'un photon].

D'où $d \cdot h \cdot \nu = \frac{P_{sol}}{4 \pi r^2 c}$

Et $\langle \vec{F} \rangle = \frac{P_{sol}}{4 \pi r^2 c} \cdot S \cdot \cos \theta \cdot \vec{A}$

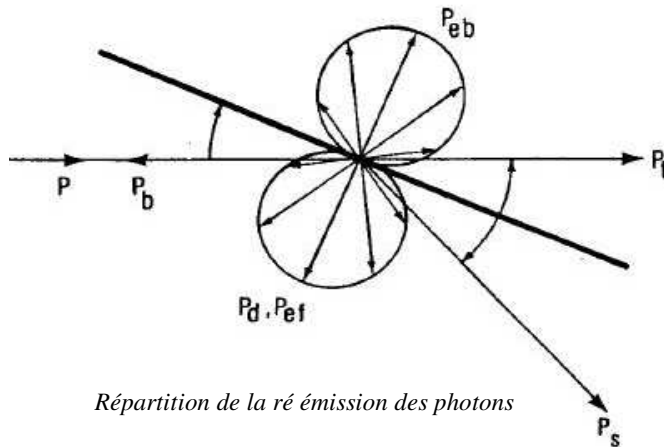
Finalemment :

$$\langle \vec{F} \rangle = (1 + R) \frac{P_{sol}}{4 \pi r^2 c} \cdot S \cdot \cos^2 \theta \vec{e}_x + (1 - R) \frac{P_{sol}}{4 \pi r^2 c} \cdot S \cdot \cos \theta \sin \theta \vec{e}_y$$

L'expression obtenue est relativement simple car on a supposé la **ré émission du photon** sous le même angle alors qu'elle **est en faite isotrope** selon ce modèle (source dite Lambertienne).

On peut considérer qu'en moyenne :

- 85% des photons sont réfléchis en réflexion classique.
- 5% sont réfléchis de manière non classique.
- 6% sont absorbés et ré émis en infra rouge normalement à la surface éclairée.
- 4% sont absorbés et ré émis en infra rouge normalement à la surface non éclairée.



Répartition de la ré émission des photons

↳ **Simplification :**
Pour une voile, $R = 0.9 \approx 1$. Il y a donc **peu d'énergie transmise** à la voile et on négligera ainsi la composante tangentielle à la voile.

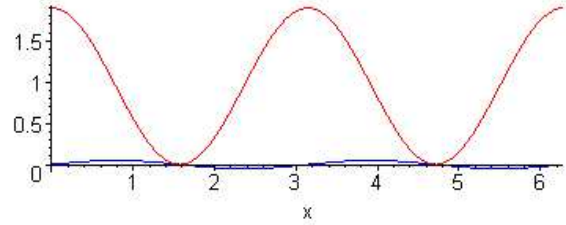


Schéma avec $R=0.9$, F_n en rouge, F_t en bleu

1-2-2 Applications numériques.

Puissance émise par le soleil : $P_{\text{sol}} = 4,23 \cdot 10^{26} \text{ W}$

A la distance Terre Soleil = 1UA = $149,596 \cdot 10^6 \text{ km}$, la puissance de la source (soleil) vaut **$P_s = 1360 \pm 0.03 \text{ W/m}^2$** , car la distance Terre Soleil varie de $147 \cdot 10^6 \text{ km}$ à $152 \cdot 10^6 \text{ km}$
En incidence normale et pour une voile parfaitement réfléchissante ($R=1$) on obtient :

$$F_0 = 9 \mu\text{N/m}^2$$

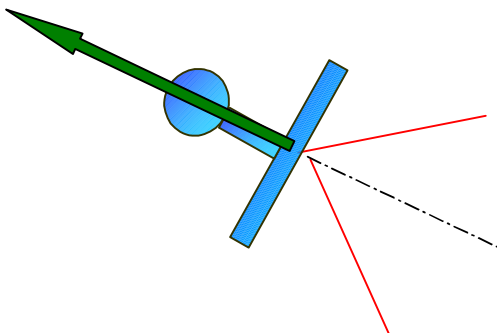
On retiendra donc l'expression de la norme de la force à la distance r du Soleil sous la forme :

$$F = \frac{F_0 S D_0^2}{r(t)^2}$$

où S est la surface de la voile, D_0 la distance Terre Soleil

Remarque : la force due au vent solaire est différente. Elle provient de particules chargées éjectées par le soleil, mais à la distance Terre-Soleil, elle est environ 1000 fois plus faible que la pression photonique.

Conclusion : on peut modéliser la force de la pression photonique en négligeant la composante tangentielle devant la composante normale.



1-3 Vitesses possibles à atteindre.

L'intérêt d'une telle force, bien que très faible est qu'elle est avant tout gratuite et écologique. De plus, à des distances pas trop grandes, on fournit une accélération constante, on peut donc atteindre de très grandes vitesses.

Pour calculer les vitesses maximales possibles à atteindre, on considère le **ystème isolé, soumis seulement à la pression phonique**, c'est-à-dire qu'on ne prend en compte l'attraction d'aucune planète !!! (ce qui est bien sur non réaliste, mais il s'agit ici de donner des ordres de grandeur et de montrer qu'on peut atteindre des vitesses élevées).

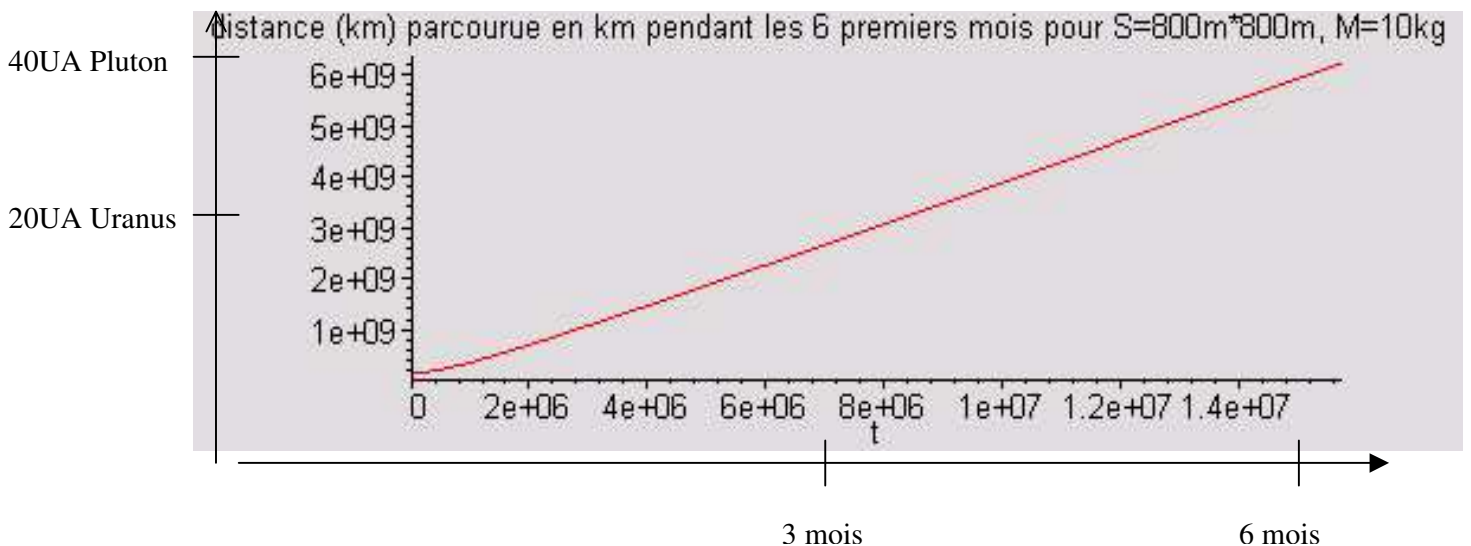
On est donc amené à résoudre le système différentiel suivant :
$$\frac{\partial^2}{\partial t^2} r(t) = \frac{F_0 S D_0^2}{M r(t)^2}$$

Ce système n'étant pas linéaire, on ne peut le résoudre analytiquement. On utilise donc Maple pour une résolution numérique. (cf annexe Maple 1- Cas d'une voile soumise à une seule force).

On obtient la courbe de la vitesse suivante :

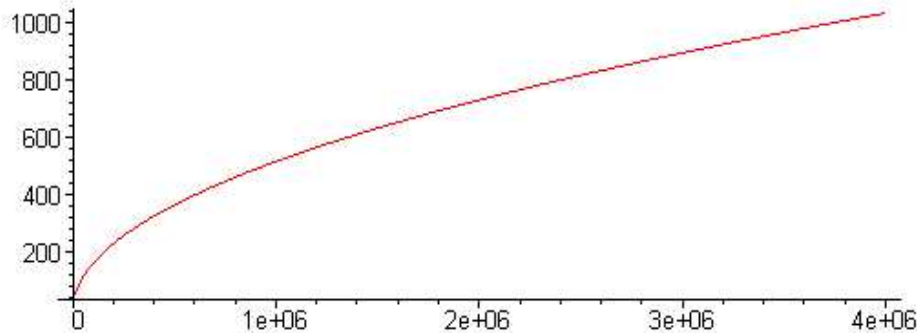


On voit ainsi qu'en un temps raisonnable, on atteint des vitesses de l'ordre de 400km/s soit environ 0.13%*c. **Attention** cette valeur n'est valable qu'avec les valeurs de S et de M considérées !!!



Traçons maintenant la vitesse limite possible à atteindre en fonction de la surface de la voile. On trace ici la courbe à $M=10\text{kg}$ fixé. En réalité, **cette vitesse dépend du rapport S/M** comme le montre le système différentiel.

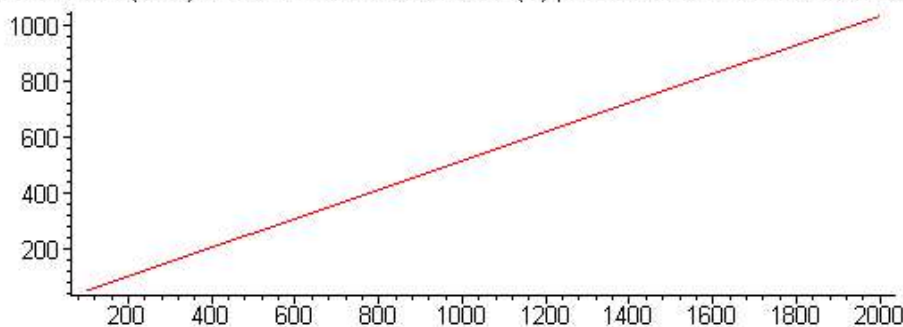
vitesse limite(km/s) en fonction de la surface de la voile (m^2) pour un satellite de masse $M=10\text{kg}$



C'est une courbe en 'racine carrée'

pour une voile carrée, on obtient donc une droite :

vitesse limite(km/s) en fonction du côté de la voile (m) pour un satellite de masse $M=10\text{kg}$



⊣ **Remarques :**

Dans l'espace, il est possible d'utiliser des voiles de l'ordre du km^2 , la difficulté consiste essentiellement à déplier la voile sans la déchirer !! les missions qui ont réellement été réalisées ont échoué sur ce point. (Il s'agit de la mission Znamia II).

On a supposé un satellite de masse 10kg .

Pour une voile de 1km^2 , cela nous oblige à avoir un rapport S/M de $1\text{g}/\text{m}^2$ en tenant compte de la masse du module spatial et de la voile !

Cela est techniquement réalisable : cf paragraphe sur les matériaux utilisés.

⊣ **Conclusion :** cette force s'avère intéressante car elle permettrait d'atteindre de grandes vitesses !

voyons maintenant comment utiliser cette force pour « naviguer » de la manière la plus intéressante possible.

2- Contrôle du satellite.

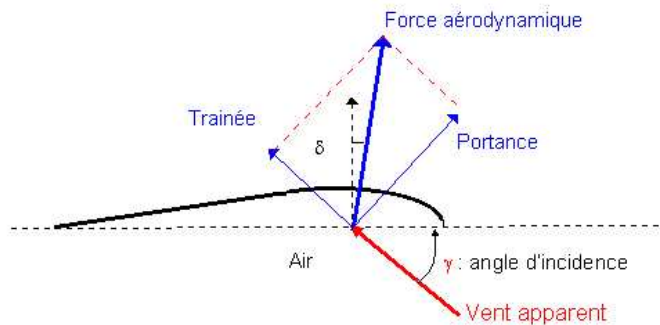
2-1 Navigation dans toutes les directions.

Dans l'étude précédente, on naviguait dans la direction opposée au soleil en plaçant la voile normalement aux rayons incidents, mais pour pouvoir utiliser à bien une telle force, **il faut pouvoir naviguer dans toutes les directions.**

2-1-1 Vocabulaire de la marine.

Dans ce paragraphe, nous ferons **l'analogie entre la voile marine et la voile solaire**, on donnera le vocabulaire utilisé dans la marine essentiellement à titre de culture générale.

En effet, la force s'exerçant sur une voile marine est une force de pression due au vent analogue à celle due au soleil dans l'espace et cette force est pratiquement normale à la voile.



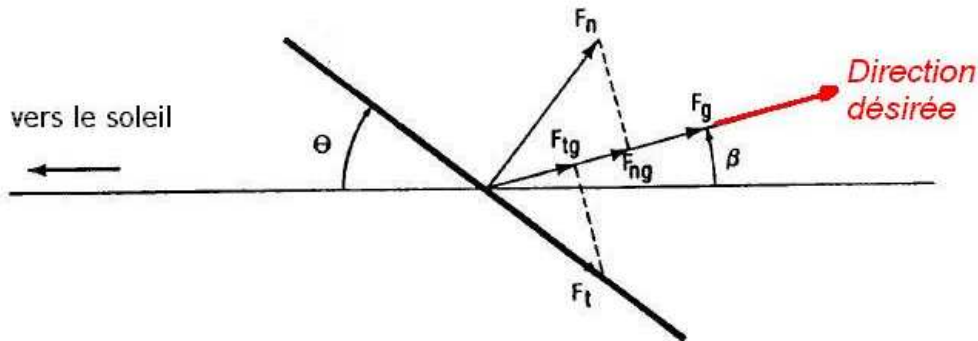
Forces s'appliquant sur une voile de marine



Comme en marine, on va chercher à orienter la voile de manière à obtenir la meilleure composante au vent ou à la lumière et ainsi optimiser la force dans la direction désirée.

2-1-2 Optimisation de l'orientation de la voile.

Le but de cette analyse est de **trouver l'angle optimal afin de rendre maximum la force F_g** , projection de la composante normale selon la direction de l'accélération désirée. On ne considèrera que la composant normale, mais on pourrait faire la même étude avec la composante tangentielle (rappel : $F_t \ll F_n$).



Lorsqu'on souhaite naviguer dans une direction donnée, on pourrait penser que la force est maximale lorsqu'on oriente la voile perpendiculairement aux rayons. En fait, il n'en est rien. En effet, puisque $F_n = F_n(\theta)$, **la direction optimale pour la composante F_g , n'est pas la normale à la voile**, ce que l'on va démontrer dans le cas d'une voile idéale, supposée totalement réfléchissante.

$$F_n = 2 (SA/c) \sin^2(\theta) \quad \& \quad F_t = 0.$$

Remarque : du fait des notations choisies sur le schéma on fait le changement de variable $\theta \longleftrightarrow \pi/2 - \theta$ par rapport au 1. d'où l'expression de la composante normale en $\sin^2(\theta)$ au lieu de $\cos^2(\theta)$.

En étudiant les zéros de la dérivée (pour trouver les maxima de la fonction), i.e. en résolvant :

$$0 = 2 \sin(\theta) \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\theta + \beta) \cdot \sin^2(\theta) \cdot \cos(\theta + \beta)$$

$$\bullet \Leftrightarrow \tan \theta + 2 \tan(\theta + \beta) = 0.$$

$$\theta \bullet = \arctan\left(\frac{1}{2} \frac{3 + \sqrt{9 + 8 \tan(\beta)^2}}{\tan(\beta)}\right) \quad \text{si } \beta \in [0, \pi]$$

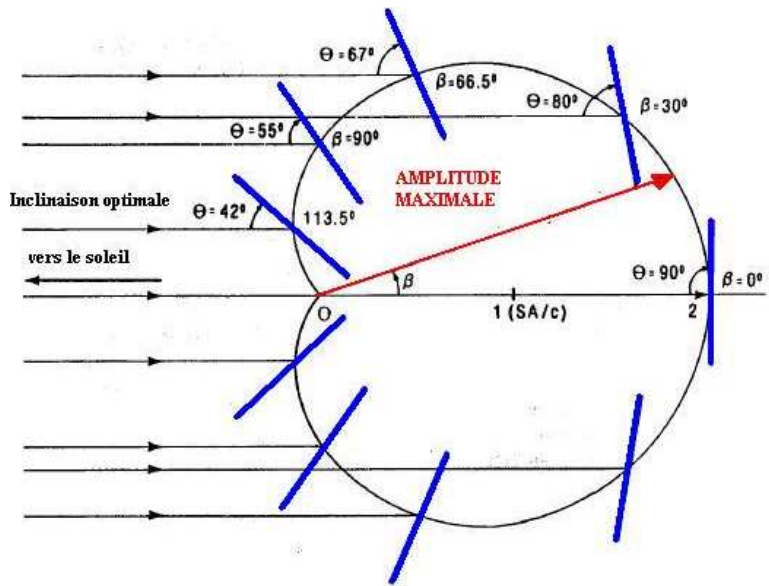
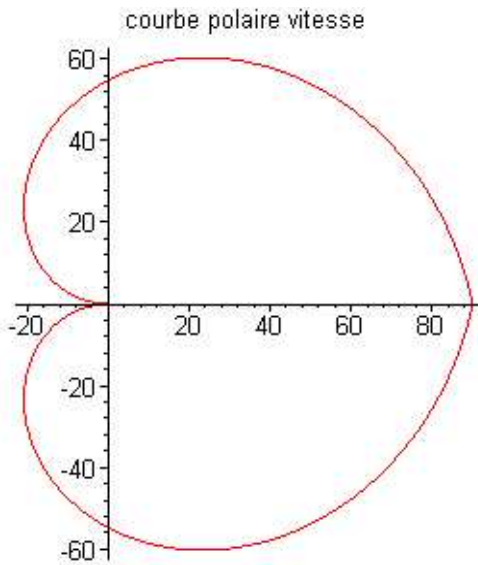
$$\theta = \arctan\left(\frac{1}{2} \frac{3 - \sqrt{9 + 8 \tan(\beta)^2}}{\tan(\beta)}\right) \quad \text{si } \beta \in [0, \pi]$$

sont les solutions physiques au problème.

Traçons ces courbes en polaires.

Les courbes suivantes ont pour module l'angle d'inclinaison optimal de la voile θ , pour paramètre angulaire la direction β dans laquelle on souhaite naviguer. On l'appelle **courbe polaire vitesse**.

On obtient ainsi les courbes suivantes.



Ainsi, par exemple, pour $\beta=30^\circ$, il est préférable d'incliner la voile selon $\theta=80^\circ$ cela signifie que la voile est moins inclinée que les 60° de la perpendiculaire à la voile

Interprétation : il est donc difficile mais possible de remonter le vers le soleil situé en $x=-\text{infini}$.

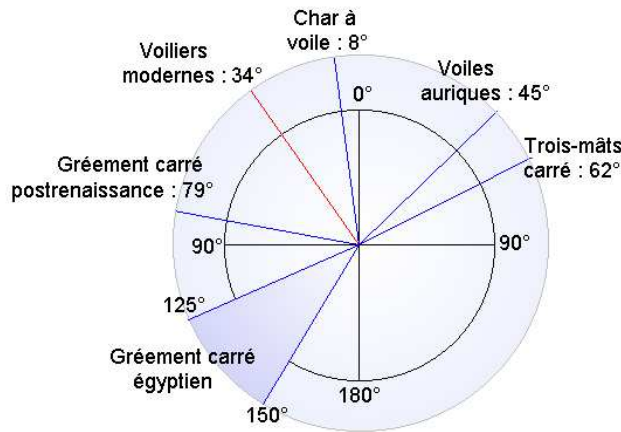
Remarque importante : Cependant, en optimisant de cette manière la composante F_g , on crée une autre composante qui peut avoir des conséquences sur la trajectoire de la mission éventuelle...

Selon les besoins spécifiques de la mission, on optimisera différemment cet angle pour trouver le meilleur compromis entre cette déviation et cette maximisation de la composante F_g .

Analogie à la voile marine :

Ce phénomène est analogue à la voile marine. En marine non plus, on ne place pas toujours la voile perpendiculairement à la direction souhaitée, et on navigue en tenant compte de la déviation créée. On la compensera ensuite en naviguant dans une autre direction.

Voici jusqu'à quel point on peut remonter le vent en marine (à titre de culture générale).



2-2 Cas d'un satellite soumis à un champ de gravitation.

Jusqu'à maintenant, nous n'avons considéré que des systèmes isolés et non soumis à l'attraction de la Terre, ce qui est évidemment irréaliste. L'étude préalable montrait simplement comment contrôler le voilier selon les situations.

Envisageons maintenant le cas suivant : **on fixe une voile sur un satellite en orbite autour de la Terre** afin de corriger les défauts de trajectoires (rapprocher ou éloigner le satellite de la Terre).

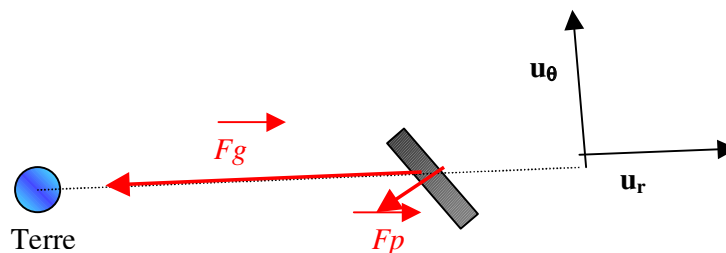
Le satellite est soumis à 2 forces :

-gravitation de norme $F_g = - \frac{G M m}{r(t)^2} \mathbf{u}_r$

-pression de radiation photonique (à la distance Terre soleil) de norme $F_p = \frac{F_0 S D_0^2}{(r(t) + D_0)^2}$

possédant une composante selon \mathbf{u}_r et \mathbf{u}_θ

et ces forces sont dirigées comme sur le schéma suivant :



La force de pression est à envisager comme une force perturbatrice car on a $F_g \gg F_p$.

En effet pour un satellite de masse $m=10\text{kg}$ et une surface de voile $S=100\text{m}\cdot 100\text{m}$.

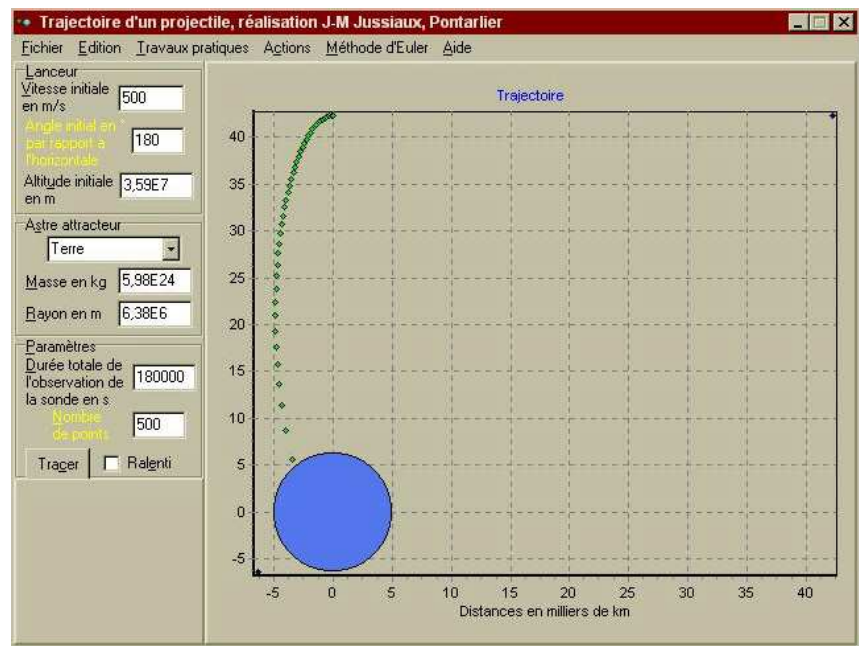
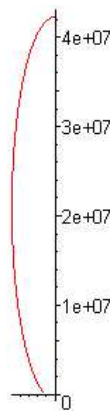
On a :
$$\frac{F_p}{F_g} = 36,08 \cdot 10^{-3}$$

2-2-1 Satellite classique en orbite (sans voile).

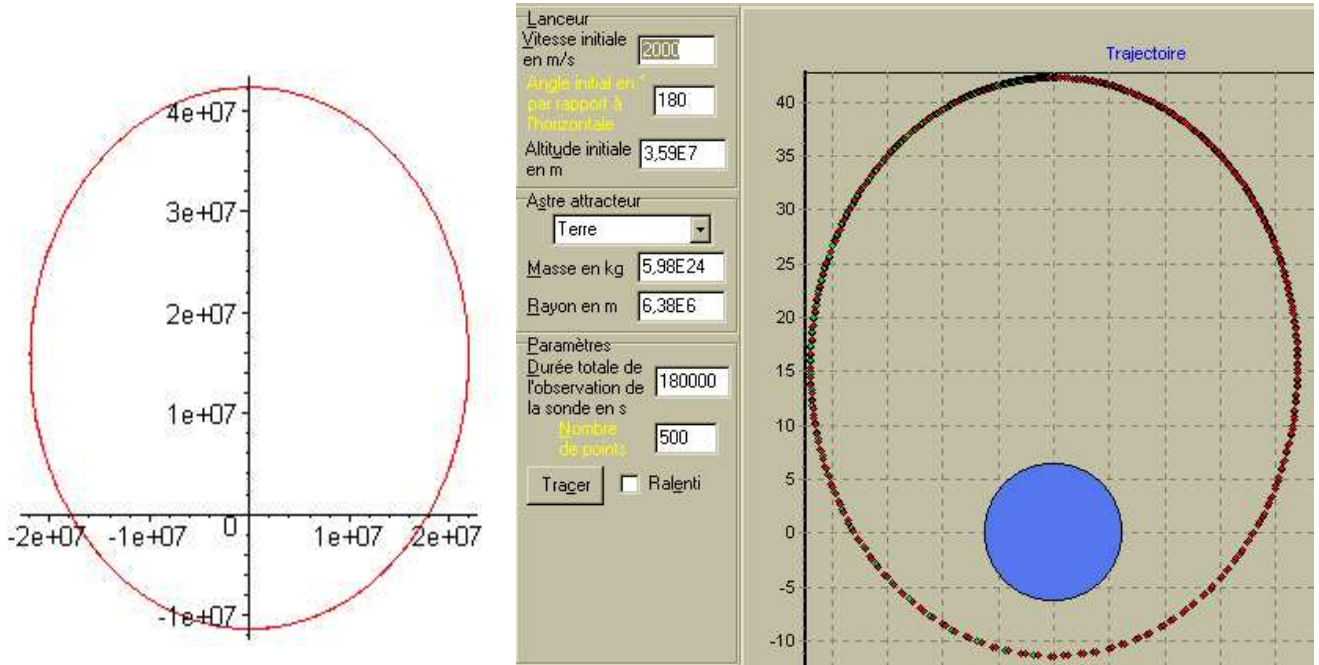
Un satellite en orbite n'est soumis qu'à la seule force de gravitation terrestre. **Ce qui lui permet de se maintenir en orbite est uniquement sa vitesse initiale.**

En effet, selon la vitesse initiale, plusieurs cas sont envisageables pour la trajectoire. Etudions les avec un logiciel permettant de tracer ces trajectoires. Ce logiciel se nomme *Traceur de trajectoires au voisinage de planètes V.5.11.0* et a été conçu par J.M.JUSSIAUX, professeur de physique à Pontarlier. Nous vérifierons en même temps la validité de notre étude Maple. (cf annexe Maple §3-1 Satellite sans voile).

1^{er} cas sans vitesse initiale, ou avec une vitesse initiale faible.... le satellite retombe sur Terre

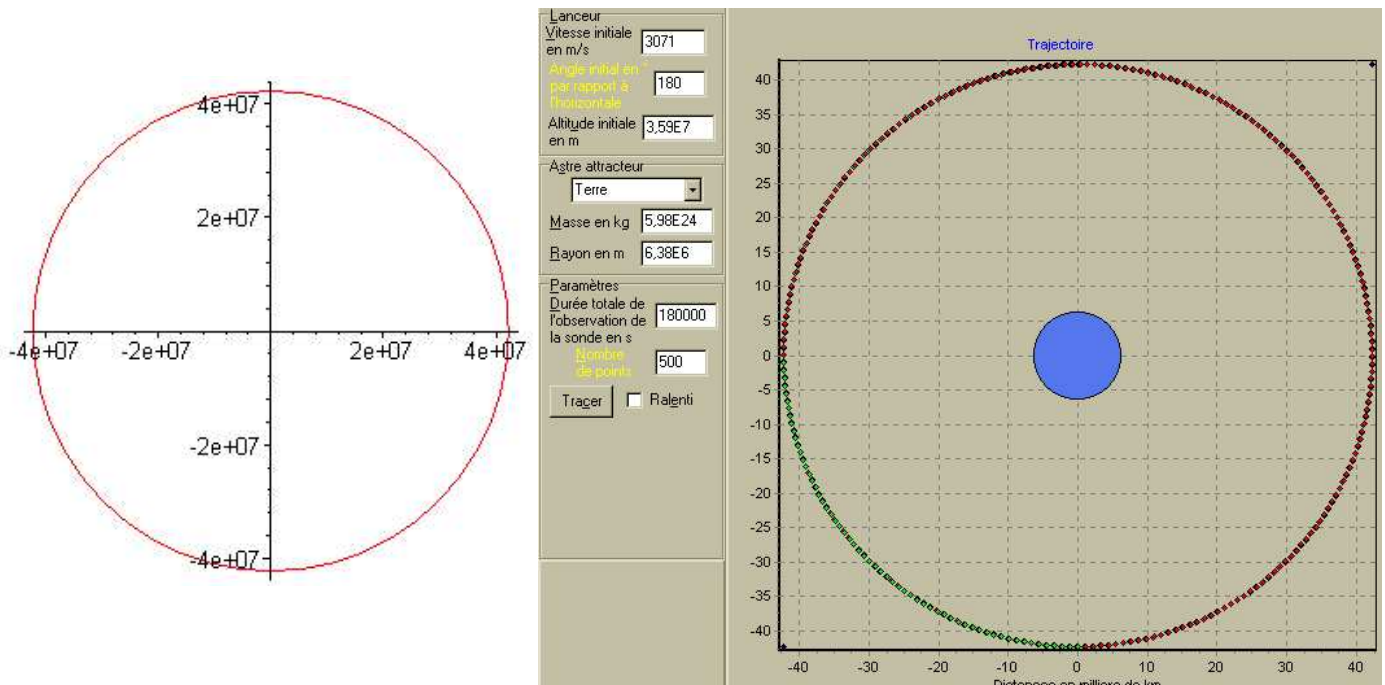


2^e cas : la vitesse initiale est moyenne et le satellite reste dans le champ de gravitation, la trajectoire est elliptique.

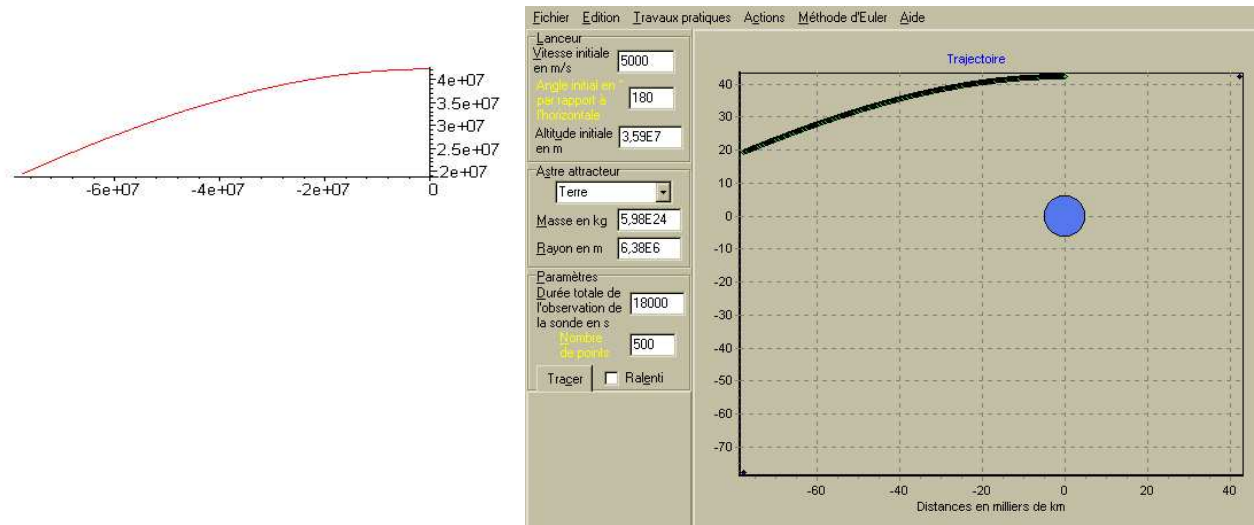


Dans le cas particulier où la vitesse V_0 vérifie $\frac{GMm}{r^2} = \frac{mv^2}{r}$ la trajectoire est un cercle.

Pour un satellite en orbite géostationnaire, la vitesse initiale est $V_0=3071\text{m/s}$.



3^e cas, la vitesse initiale est très importante, le satellite sort du champ de gravitation de la Terre et continue sa course jusqu'à trouver un autre astre attracteur.



2-2-2 [Action de la pression photonique.](#)

On s'intéresse au cas où la trajectoire du satellite est initialement un cercle.

Les conditions sont les suivantes :

Orbite géostationnaire (par exemple) 41164km.

Masse du satellite : 10kg ; surface de la voile : 100m².

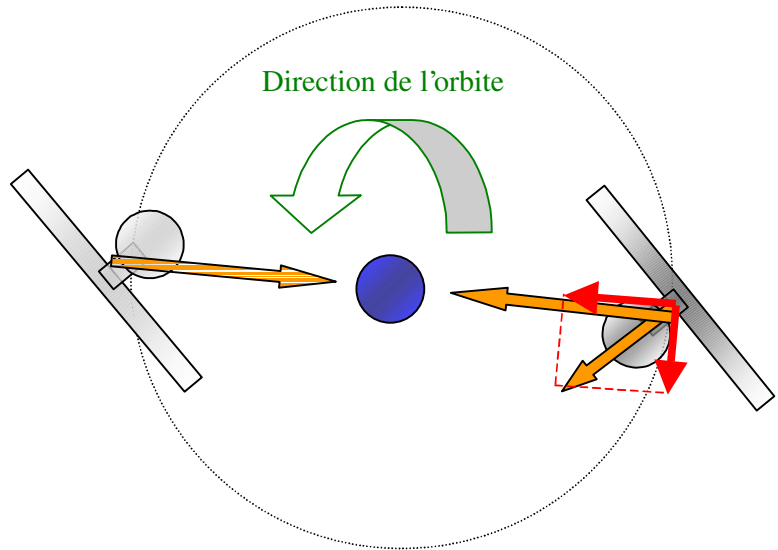
Masse de la Terre : $5,98 \cdot 10^{24}$ kg.

Distance Terre Soleil = 1UA = $149,596 \cdot 10^6$ km.

On peut déjà assez facilement prévoir l'effet de la pression photonique sur le satellite en orbite autour de la Terre. Elle va faire dévier le satellite de sa trajectoire circulaire initiale en agissant comme une **force perturbatrice**. La trajectoire sera donc une spirale allant en grandissant ou rétrécissant selon le sens de \mathbf{F}_p , i.e. selon l'orientation de la voile.

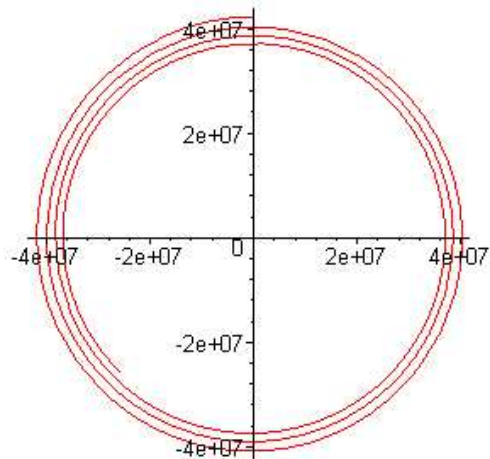
1^{er} cas, la composante selon u_θ est dans le sens opposé à V_0 .

Dans ce sens l'orbite va aller en rétrécissant car la composante selon u_θ s'oppose au sens de V_0



On obtient comme annoncé une trajectoire en spirale. Néanmoins, cette représentation n'est pas très réaliste car elle ne tient pas compte de l'éclairement non isotrope. Il y a des cônes d'ombres dus à la Terre et l'éclairement change lorsque la voile tourne autour de la Terre.

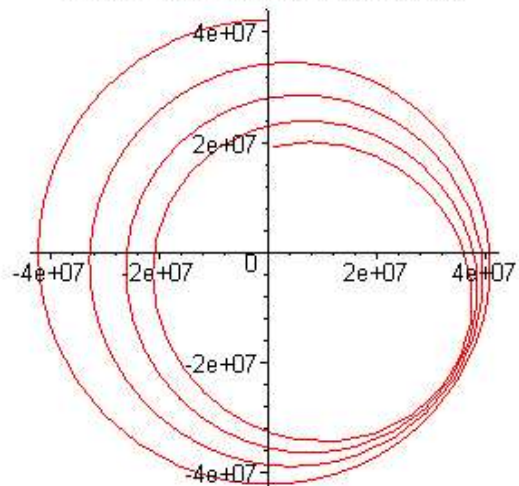
trajectoire rétrécissante après 3 jours



En tenant compte de ce phénomène dans l'étude Maple et en utilisant une représentation (très simplifiée) de l'éclairement non isotrope selon la loi $F=F_0 \max(0, \cos(\theta(t)))$ au lieu de $F=F_0$ On obtient une représentation plus réaliste.

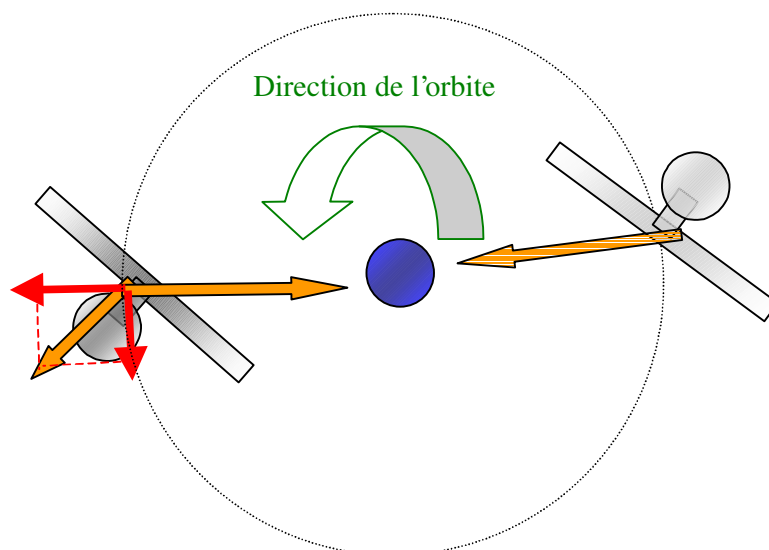
Ici, l'éclairement vient de la droite.
(cf annexe Maple §3-2 ajout d'une voile dans le cas d'une orbite géostationnaire).

trajectoire rétrécissante après 3 jours

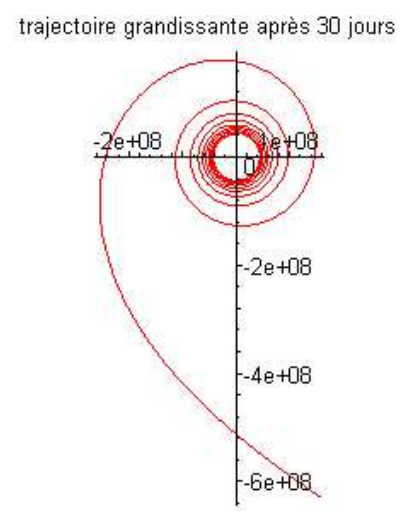
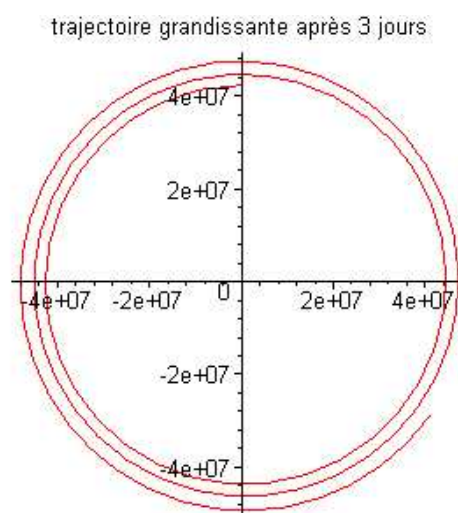


2^è cas, la composante selon u_θ est dans même sens que V_0 .

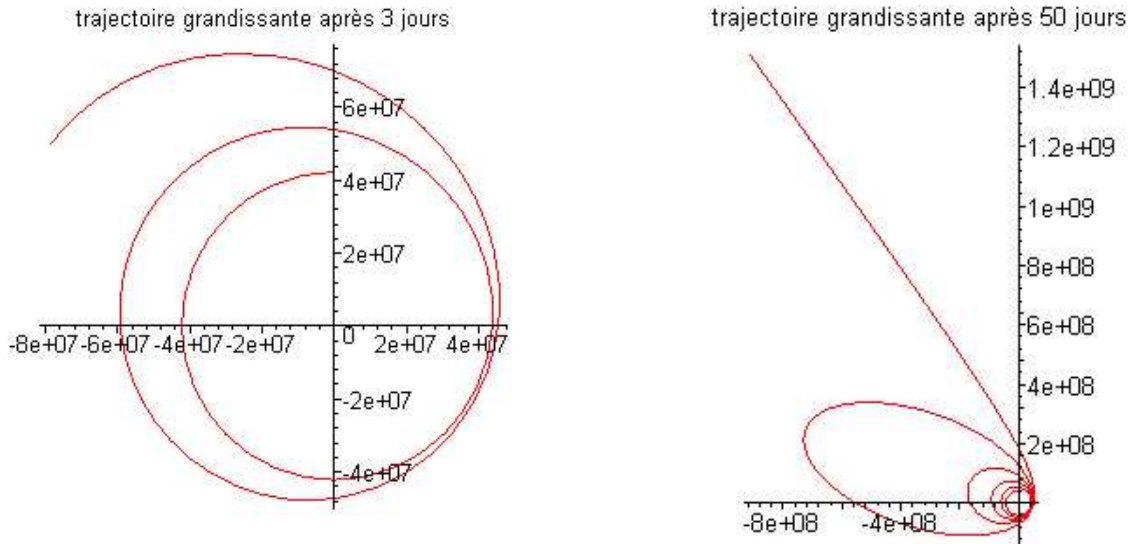
Dans ce sens, l'orbite va aller en s'agrandissant car la composante selon u_θ est dans le même sens que V_0 ...



Après un certain temps, le satellite finit par sortir du champ d'attraction de la Terre.



De même lorsqu'on tient compte de la direction de l'éclairement, **les courbes sont plus réalistes.**



- ↪ **Conclusion :** A défaut d'être utilisés comme moyen de propulsion pour des missions de longues distances, on pourrait déjà associer les voiles solaires aux satellites en les utilisant comme correcteurs de trajectoires. La durée de vie du satellite augmenterait ainsi de beaucoup puisque celui-ci n'aurait plus besoin de carburant pour cette correction.
- ↪ **Remarque :** la composante selon \mathbf{u}_r de la force agit sur la durée de la période de rotation. En effet, selon le sens de la force de pression, la résultante selon \mathbf{u}_r est plus ou moins importante et le satellite « apparaît plus ou moins léger », modifiant ainsi sa durée de rotation.

↪ **Théorie du calcul de trajectoires.**

Pour tracer les courbes, on a résolu le système différentiel suivant provenant du *principe fondamental de la dynamique* projeté selon les coordonnées \mathbf{u}_r et \mathbf{u}_θ .

$$m \left(-r(t) \left(\frac{\partial}{\partial t} \theta(t) \right)^2 + \left(\frac{\partial^2}{\partial t^2} r(t) \right) \right) = -\frac{GMm}{r(t)^2} + F_{u_r}$$

$$m \left(2 \left(\frac{\partial}{\partial t} r(t) \right) \left(\frac{\partial}{\partial t} \theta(t) \right) + r(t) \left(\frac{\partial^2}{\partial t^2} \theta(t) \right) \right) = F_{u_\theta}$$

Comme dans le reste de l'étude Maple, on utilise la méthode de résolution numérique.

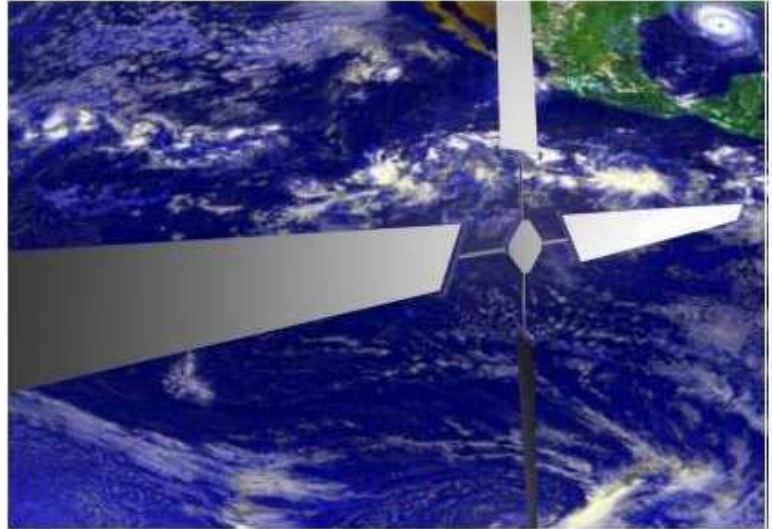
En utilisant le programme en C++ de Thomas GUYET qui utilise la méthode d'approximations numériques de Runge Kutta d'ordre 4 et en refaisant tracer les courbes à Maple, on obtient exactement les mêmes courbes, ce qui montre que les méthodes sont cohérentes entre elles. (programme en annexe 1.)

3- Application aux voiles type Heliogyro et à la mission Cosmos-1.

Les voiliers type Héliogyre sont constitués de pales orientables permettant ainsi de nombreuses manœuvres.

L'exemple que nous allons étudier est un concept de l'Université de Carnegie Melon selon un rapport de Richard Blomquist.

Il s'agit d'un nanosatellite très léger. Il est composé d'un module de moins de 5kg et de 4 pales de 20m*1m



Le but de la mission Héliogyro de cet exemple aurait été démonstratif : la mission consiste à sortir du champ de gravitation de la Terre comme au 2-2-2 et de passer derrière la Lune en rentrant dans son champ d'attraction .

3-1 Matériaux utilisés.

Dans l'espace, la voile n'a pas besoin de résister au vent apparent comme en marine puisqu'on se trouve dans le vide... Néanmoins, la voile doit pouvoir **faire face à de nombreuses autres contraintes** et donc être très solide tout en restant très fine et très légère !

Les qualités demandées aux matériaux pour la constitution de ces voiles sont :

- la légèreté.
- le pouvoir réfléchissant (possibilité d'aluminiser une ou deux faces).
- la résistance à l'environnement spatial une fois déployée (i.e : supporter des variations de température élevées et les radiations).
- la résistance aux conditions avant et pendant le lancement (conditionnement replié dans une boîte, vibrations).
- la résistance au déploiement (pas de déchirement, pas de pli formé définitif).
- manipulable au sol, collable.

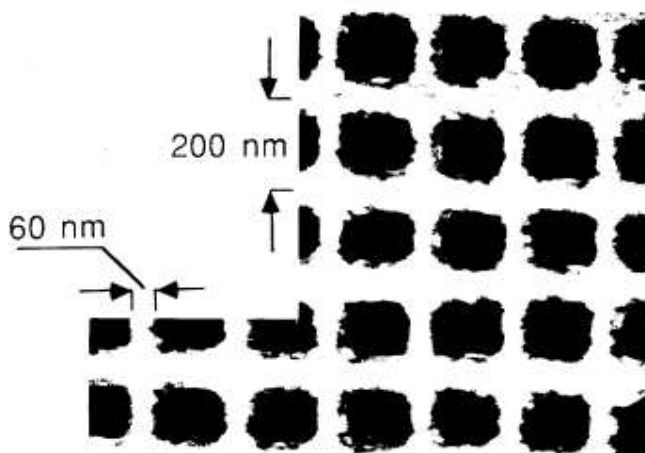
Une voile efficace sera donc constituée de Mylar ou de Kapton® d'une épaisseur de quelques micromètres maximum le tout aluminisé pour que la surface soit réfléchissante.

- En 1978, le Jet Propulsion Laboratory de la NASA a développé une mission pour poser un engin spatial sur la comète de Halley qui passerait en 1988. Ils avaient choisi aussi une voile type Heliogyro plus ambitieuse de 12 pales de 8m*7.5km !! Par manque de délai, la mission fut abandonnée.

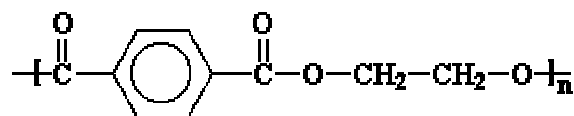
Néanmoins, ils avaient développé des voiles en Kapton® de 1µm d'épais recouvertes d'une épaisseur de 100nm d'aluminium. Cette voile avait une masse de 1.2g/m² (hors équipement).

D'autres technologies plus récentes permettent de recouvrir la voile d'une couche de 20nm d'aluminium seulement, soit 0.03mg/m². On parvient ainsi à développer des voiles pesant environ 0.1g/m².

De plus des propositions existent pour faire perdre du poids à la voile en la perforant de trous plus petits que la longueur d'onde afin qu'il y ait tout de même réflexion de la lumière dessus. (analogie à un réseau en réflexion)



→ Un mot sur le Mylar et le Kapton :



Le Mylar est un polyester : le polyéthylène Téréphtalate (PET)

Les chaînes vont s'arranger sous forme de cristaux et vont permettre de former des fibres résistantes, d'où une grande aptitude à l'étirage.

Sa température de fusion élevée lui confère une bonne stabilité en l'absence de contrainte.

Cela lui permet donc d'avoir une rigidité et une résistance à la rupture élevées à température ambiante et satisfaisante à des températures jusqu'à 150°C.

Cependant l'utilisation du Mylar a été abandonnée car celui-ci avait une mauvaise tenue dans le temps sous l'effet des radiations.

Le Kapton® fait parti de la famille des polyimides, ces derniers sont un **groupe de polymères incroyablement résistants mécaniquement, chimiquement et également thermiquement**. Leur résistance est si grande que ces matériaux peuvent remplacer le verre et des métaux comme l'acier, ils supportent la chaleur intense. En effet, le Kapton résiste à des températures de -269 °C à 400 °C.

De plus il peut être **facilement fabriqué** par une vaste variété de techniques.

D'où son utilisation pour la constitution de la voile.



La **difficulté majeure d'une mission réside dans le déploiement** en vol de la voile !! Car celle-ci doit être évidemment pliée pour le lancement et la mise en orbite de manière à prendre le moins de place possible et surtout pouvoir se déplier sans se déchirer. Il s'agit de la **phase la plus délicate**.

C'est pourquoi elle doit être pliée avec soin.



Etapas du pliage de la voile de la mission Cosmos-1 (cf §3-3)

3-2 Principe de fonctionnement.

Le principe est emprunté aux hélicoptères. En inclinant les pales de diverses manières, on peut déplacer le voilier dans toutes les positions ! Pour les orienter, on utilise des moteurs annexes.

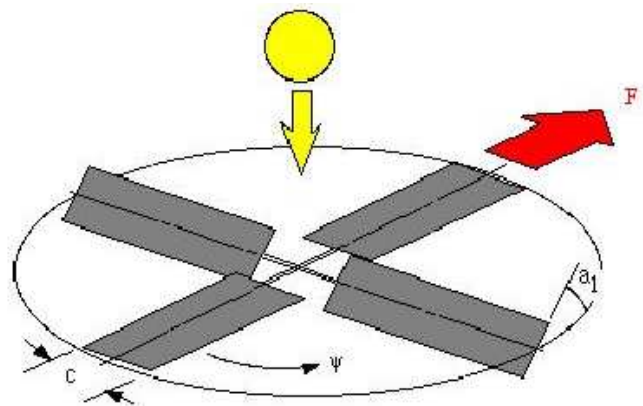
Nous allons étudier les 3 manœuvres de base, 1 translation et 2 rotations.

3-2-1 Manœuvre de translation.

Seulement deux pales opposées sont orientées d'un **même angle α_1** .

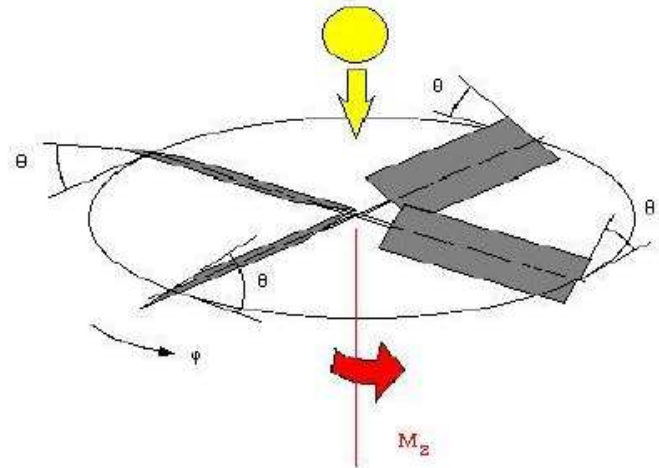
Il s'exerce sur les 2 pales orientées une force possédant une **composante horizontale**. Mais ces composantes ne créent pas de couple puisque l'angle d'orientation est le même d'où le mouvement de translation.

On peut aussi orienter les 2 pales horizontales à condition de garder le même angle pour celles-ci pour obtenir une composante horizontale et perpendiculaire à **F**.



3-2-2 Manœuvre de rotation simple.

En orientant les pales 2 à 2 opposées d'un angle opposé $\pm \theta$, on crée sur les pales deux forces de sens opposés, ce qui engendre un couple M_z au niveau de l'axe central et crée un mouvement de rotation. (analogue à l'hélicoptère).



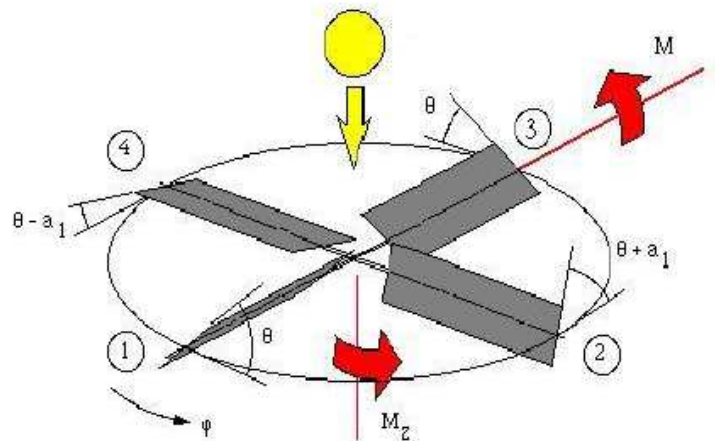
3-2-3 Manœuvre de rotation double.

Les pales 1 et 3 créent le moment M_z comme au 3-2-2.

Les pales 2 et 4 créent le moment M et participent aussi au moment M_z .

En effet, la composant verticale sur 4 est plus grande que celle sur 2 car 2 est presque verticale et 4 presque horizontale.

Ainsi, le satellite peut basculer sur lui-même tout en tournant autour de son axe central.



3-3 Cosmos-1 : une mission récente qui devrait bientôt aboutir.

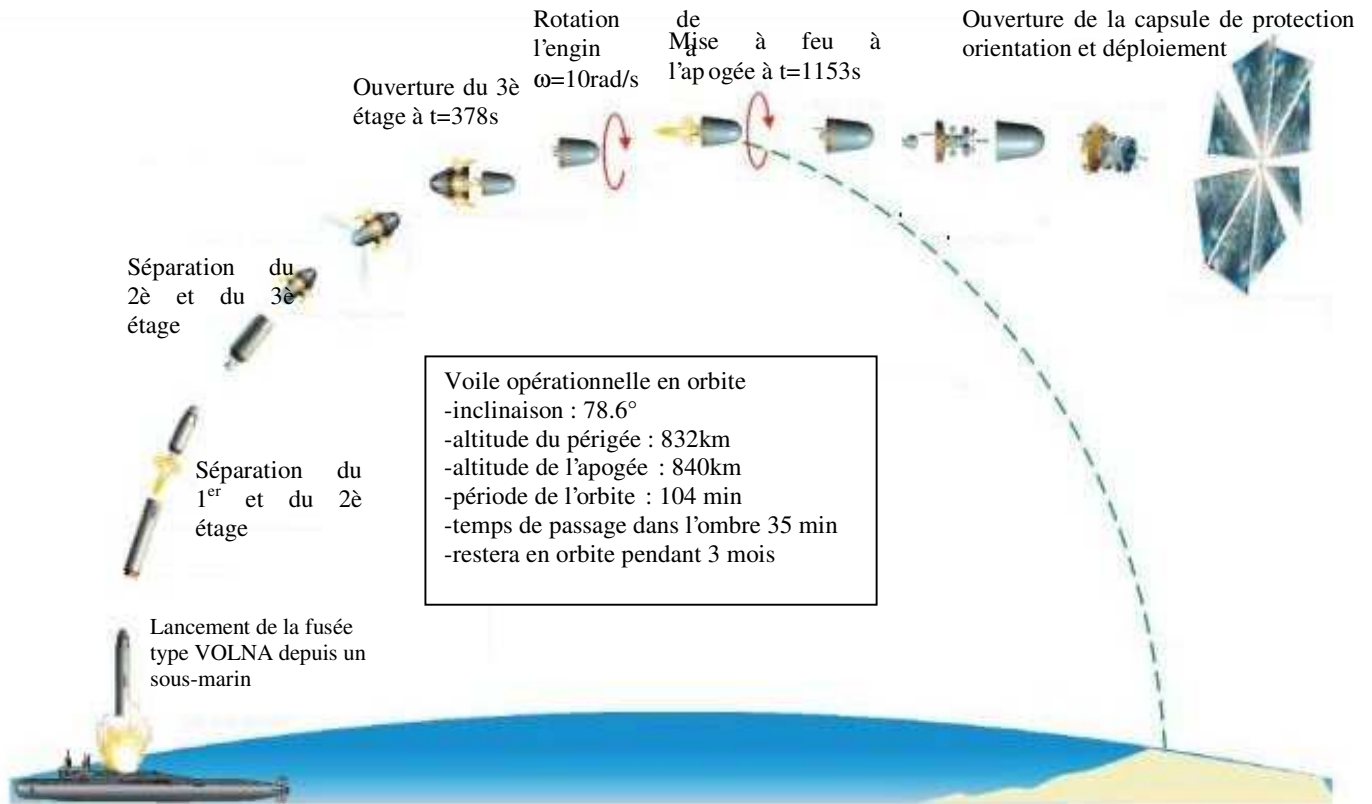
Ce projet est conduit par Louis FRIEDMAN (auteur de *Solarsailing*) directeur de l'organisme non gouvernemental privé Planetary Society Solar Sail Project. Un premier lancement a déjà été effectué en juillet 2001, mais a échoué. Le prochain est prévu pour septembre 2003.

Le but est lui aussi démonstratif : l'objectif étant de passer en 1 an et demi derrière la Lune (la durée du voyage est très longue pour une si courte distance car la voile se déploiera à partir d'une orbite basse faute de moyens financiers).



La voile choisie est de type Heliogyro et composée de 8 pales triangulaires orientables.

Déroulement de la mission :



Une fois n'est pas coutume, le satellite sera lancé d'un sous marin russe. En effet, pour des raisons financières, l'armée russe qui avait développé des missiles inter-continentaux (véritables fusées) offre la possibilité de les utiliser à moindre coût pour des lancements de satellites.

Ils ne permettent qu'un lancement en orbite basse (800km-1000km), mais cela suffira pour la mission. Il faudra juste beaucoup plus de temps au voilier pour sortir du champ d'attraction de la Terre.

Conclusion Générale :

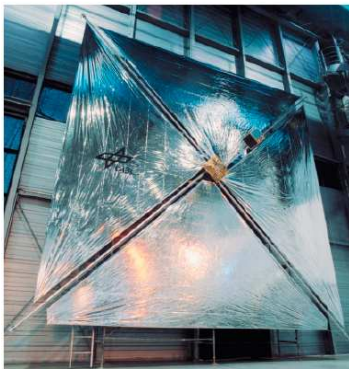
La pression photonique est une force très faible qui, correctement utilisée permet d'atteindre des vitesses très grandes dans l'espace.

En continuant à les développer (malgré la crise financière de l'aérospatiale) on devrait parvenir à de très bons résultats. De nombreux types de voiles ont été développés (cf. ci-dessous) : carrée, circulaire, type Héliogyro. La plus prometteuse semble être l'Héliogyro car elle rend le satellite très maniable et présente moins de risques dans le déploiement (il semble plus simple de déployer plusieurs petites voiles, qu'une seule gigantesque).

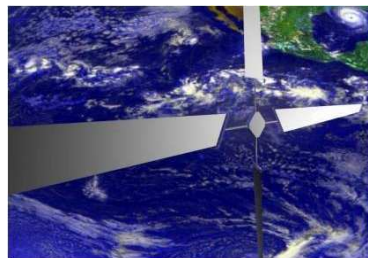
A défaut d'utiliser ce moyen de propulsion seul, on pourrait l'associer aux propulsions déjà existantes pour diverses missions, ou plus modestement l'utiliser pour corriger la trajectoire de satellites, augmentant ainsi leur durée de vie. De plus cette source est gratuite et écologique !

Espérons que 'The Planetary Society' prouvera l'efficacité des voiles solaires en septembre 2003.

1- Voile carrée de l'ESA



2- Voile type Héliogyro (JPL)



3-voile type disque (Znamia)

