

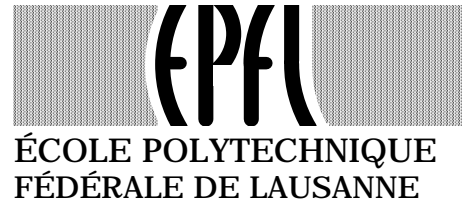
---

EIDGENÖSSISCHE TECHNISCHE HOCHSCHULE LAUSANNE  
POLITECNICO FEDERALE DI LOSANNA  
SWISS FEDERAL INSTITUTE OF TECHNOLOGY LAUSANNE

---

**DEPARTEMENT DE MICROTECHNIQUE**  
INSTITUT DE SYSTEMES ROBOTIQUES

TRAVAIL PRATIQUE DE DIPLOME



# Nanosatellite

**Thomas Estier**

**Professeur : R. Siegwart**

**Février 1999**

## Nanosatellite

*Thomas Estier, section de Microtechnique*

*Assistant(s): R. Siegwart, M. Wiesendanger*

*Professeur: R. Siegwart*

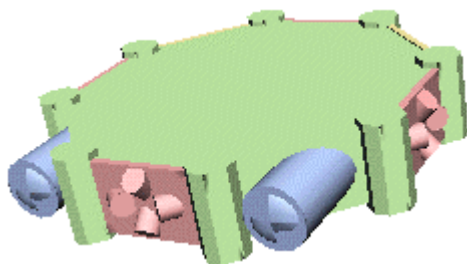
La réduction des coûts dans le domaine spatial est devenue ces vingt dernières années un enjeu majeur. Cet objectif est réalisé principalement grâce à la diminution des temps de développement et à la miniaturisation des vaisseaux spatiaux. Ainsi, l'énergie à fournir est bien moindre pour le lancement qui représente une part importante du budget de fonctionnement.

Dans le cas des satellites, on peut constater une accélération de cette tendance sur les dix dernières années. Il est même apparu des réalisations de satellites dont la masse est comprise entre 1 et 10 kilogrammes: les nanosatellites.

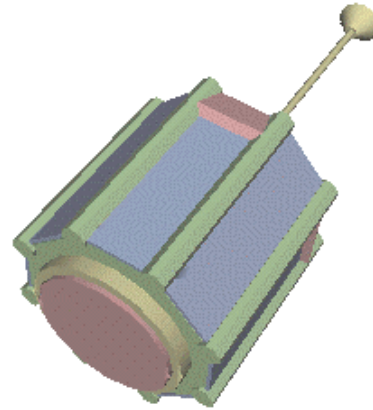
Ainsi, petit à petit, l'ingénierie spatiale se rapproche des domaines d'expertise de la microtechnique. Il est donc naturel de s'interroger sur les avantages que pourraient apporter, d'un côté comme de l'autre, un rapprochement entre ces disciplines.

Ce travail s'est déroulé en trois phases successives :

La première fournissant en quelque sorte une étude préliminaire à la réalisation d'un nanosatellite dans un cadre académique. A cette fin, elle a donné lieu dans ce rapport à une base théorique de mécanique orbitale, à



*FreeEyes : concept de robot spatial, doté d'une vision stéréoscopique et de micro-propulseurs*



*WebSat : concept de nanosatellite destiné à la diffusion d'images terrestres en temps réel sur Internet*

une étude de l'environnement orbital ainsi qu'à un catalogue des solutions technologiques et des nanosatellites déjà produits.

Durant la seconde phase de ce travail, une recherche systématique d'applications potentielles de nanosatellites a été effectuée et deux concepts basés sur une même architecture ont été proposés.

Le premier, nommé WebSat, est un satellite de 3 kg en orbite héliosynchrone à 400km d'altitude destiné à la diffusion d'images du globe terrestre en temps réel sur Internet.

Le second concept est un robot de 500g se déplaçant en apesanteur grâce à des matrices de micro-propulseurs. Doté d'une vision stéréoscopique, il est destiné à l'inspection de satellites ou au support d'astronautes en sortie dans l'espace.

La troisième et dernière phase du travail de diplôme a donné lieu à la réalisation d'une plate-forme mobile montée sur des paliers "squeeze films" et destinée à tester des stratégies de contrôle de la position.

# TABLE DES MATIERES

---

1. Introduction.....	5
1.1. Motivations.....	5
1.2. Définitions .....	5
1.3. Objectifs.....	6
1.4. Planning .....	7
2. Bases theoriques .....	8
2.1. Introduction .....	8
2.1.1. Coordonnées et paramètres d'orbitale [9][12][7] .....	8
2.1.2. Principales orbites [58][12] .....	10
2.2. Bases de mécanique orbitale.....	12
2.2.1. Equations du mouvement orbital [9] [11].....	12
2.2.2. Perturbations orbitales [2][12].....	13
2.2.3. Equations des systèmes de propulsion en microgravité .....	15
3. Etude de l'environnement d'exploitation.....	16
3.1. Atmosphère.....	16
3.1.1. Structure et température.....	16
3.1.2. Densité.....	17
3.1.3. Chimie.....	18
3.2. Champ magnétique et radiations .....	19
3.2.1. Origine .....	19
Géométrie [8] .....	19
3.2.3. Ceintures de Van Allen .....	20
3.3. Débris spatiaux [46][47] .....	22
3.4. Synthèse .....	23
4. Etude du système.....	24
4.1. Définition du système.....	24
4.1.1. Schéma bloc.....	24
4.1.2. Spécificités propres aux nanosatellites.....	24
4.2. GNC [31].....	25
4.2.1. Détermination de l'attitude .....	25
4.2.2. Contrôle de l'attitude [8].....	27
4.2.3. Propulsion.....	28
4.3. Lancement [2] .....	29
4.4. Energie [38].....	30
4.5. Communications .....	30
4.6. Autres sous-systèmes.....	31
4.7. Réflexion sur le « tout silicium » .....	31
5. Etude des applications potentielles .....	32
5.1. Applications opérationnelles .....	32
5.2. Applications en développement.....	35

5.3.	Proposition de nouvelles applications .....	37
5.4.	Catalogue d'applications et évaluation.....	40
6.	Proposition de Concepts .....	44
6.1.	Critères de sélection .....	44
6.2.	Concept WebSat.....	45
6.2.1.	Mission.....	45
6.2.2.	Description du système .....	46
6.2.3.	Evaluation des coûts.....	46
6.3.	Concept FreeEyes .....	46
6.3.1.	Mission.....	46
6.3.2.	Description du système .....	47
6.3.3.	Evaluation des coûts.....	47
6.4.	Concept ModulSat.....	48
6.4.1.	Motivations.....	48
6.4.2.	Objectifs.....	48
6.4.3.	Architecture du système .....	49
6.4.4.	Réalisations potentielles .....	50
6.4.5.	Evaluation des coûts.....	52
7.	Démonstrateur .....	53
7.1.	Fonctionnalités .....	53
7.2.	Plans d'expériences .....	53
8.	Conclusion.....	54
8.1.	Discussion des résultats .....	54
8.2.	Conclusion générale .....	55
9.	Remerciements.....	56
10.	Bibliographie .....	57
10.1.	Concernant la conception des missions spatiales .....	57
10.2.	Concernant la mécanique orbitale.....	57
10.3.	Concernant les concepts et applications.....	58
10.4.	Concernant la commande et le contrôle .....	59
10.5.	Concernant l'énergie .....	60
10.6.	Concernant la propulsion .....	60
10.7.	Concernant la communication.....	60
10.8.	Concernant l'environnement terrestre .....	60
10.9.	Concernant le démonstrateur.....	61
10.10.	Divers .....	62
11.	ANNEXES.....	63
11.1.	Enoncé du travail de diplôme .....	
11.2.	Plans de la plate-forme d'expérimentation .....	
11.3.	Catalogue des acteurs helvétiques dans le domaine spatial .....	

# 1. INTRODUCTION

---

## 1.1. Motivations

Construction d'une station spatiale internationale, exploration martienne, constellations de satellites terrestres..., jamais les programmes spatiaux n'ont été si ambitieux. Pourtant, l'état d'esprit dans lequel ils sont réalisés n'est plus celui de la course spatiale. Il n'est plus question de parvenir à tout prix à réaliser une mission, et à l'instar des premiers colons américains, après avoir été des pionniers, les acteurs du domaine spatial sont devenus des exploitants. D'où l'apparition d'une notion relativement nouvelle dans ce secteur, celle de la rentabilité.

Conséquence logique, la réduction des coûts dans le domaine spatial est devenu ces dernières années un enjeu majeur. Cet objectif est réalisé principalement grâce à la réduction des temps de développement et à la miniaturisation des satellites. En effet, une réduction de taille impliquant une réduction de masse à la puissance 3, l'énergie à fournir est donc bien moindre pour la mise sur orbite qui représente une part importante du budget de fonctionnement. Dans le cas des satellites, on peut constater une accélération de cette tendance [SSHP] sur les dix dernières années.

Parallèlement, l'accroissement de la fiabilité d'un satellite par l'utilisation de la redondance de ses sous-systèmes, voire du satellite lui-même, devient envisageable économiquement avec l'emploi des microsystèmes.

Ainsi, petit à petit, l'ingénierie spatiale se rapproche du domaine d'expertise de la microtechnique. En effet, telle qu'elle est pratiquée et enseignée à l'EPFL, la microtechnique regroupe les domaines des microsystèmes, de l'optique intégrée, de la production industrielle et de la robotique. Il est donc naturel de s'interroger sur les potentialités d'un rapprochement entre ces deux disciplines.

De plus, les systèmes robotiques mobiles dédiés à l'utilisation spatiale n'en sont qu'à leur balbutiement et manquent encore singulièrement d'autonomie. Le Laboratoire des Systèmes Autonomes possède, en ce qui concerne les robots mobiles, un savoir-faire qu'il serait certainement fructueux d'appliquer à des applications spatiales.

Ce sont ces arguments, auxquels s'est joint mon désir d'étendre mes connaissances aux applications spatiales, qui ont motivé la réalisation de ce travail de diplôme.

## 1.2. Définitions

L'apparition du terme « Nanosatellite » est assez récente sur la scène de la recherche spatiale et il existe encore quelques ambiguïtés dans son usage. Lorsque l'on parle d'un nanosatellite, on ne fait référence ni à l'échelle nanométrique, ni à la présence de nanosystèmes, mais à une rapport de taille existant avec les satellites traditionnels.

En fait, au fur et à mesure de la miniaturisation des satellites est apparu le besoin de définir une catégorie pour des satellites de masse inférieure à une demi-tonne (les minisatellites), une autre pour les satellites de moins de 100 kg (les microsatsellites) et finalement une autre concernant les satellites dont la masse est comprise entre 1 et 10kg: les nanosatellites.

Si les minisatellites sont devenus choses courantes depuis les années 60, le nombre de microsatsellites a surtout cru depuis les années 80, même s'il faut garder en mémoire que le premier d'entre eux fût aussi le premier satellite artificiel: le Spoutnik (1957) .

Quand aux nanosatellites, on peut les qualifier de satellites du second millénaire, car on compte sur les doigts d'une main ceux lancés avant 1999<sup>1</sup>. L'intérêt est naturellement grandissant, particulièrement grâce aux microtechnologies, qui permettent maintenant d'envisager des systèmes proches du kilogramme et pleinement fonctionnels.

Il a même été prévu, en prévision de futurs développements technologiques, une catégorie concernant des satellites de masse inférieure au kilogramme, naturellement appelée les picosatellites.

Bien que fondée sur l'usage, cette nomenclature semble aujourd'hui largement acceptée [SSHP][6] et c'est à celle-ci que nous nous référerons dans le présent rapport.

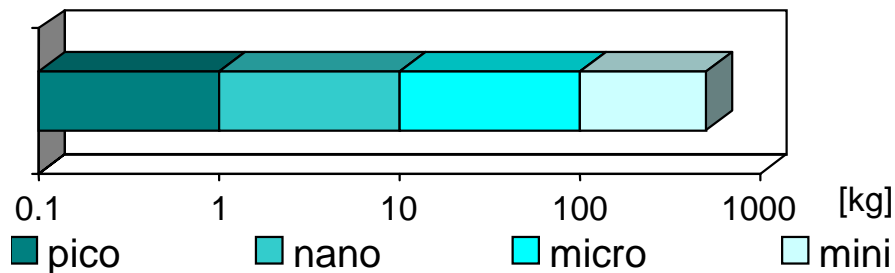


Figure 1.1: Nomenclature des satellites en fonction de leur masse

Il faut encore noter que tel que nous l'entendons ici, la dénomination "nanosatellite" ne donne aucune information sur la fonction. En effet, il faut prendre le terme satellite dans son sens technique le plus large, un corps (artificiel) en orbite autour de la terre.

Ainsi, il peut s'agir d'un satellite traditionnel aussi bien que d'un mobile se déplaçant localement sur une orbite (autour d'un autre satellite, par exemple).

### 1.3. Objectifs

- Quelles peuvent être les applications d'un nanosatellite ?
- Quelles connaissances et savoir-faire spécifiques est-il nécessaire de posséder pour développer un nanosatellite ?
- Qu'en est-il des solutions technologiques existantes et des développements en cours ?
- Peut-on utiliser des technologies standards et sous quelles conditions?
- Quels peuvent être les coûts de développement, de lancement et d'exploitation d'un nanosatellite ?

L'objectif général de ce travail consiste à apporter des éléments de réponse à ces interrogations au travers des trois phases suivantes:

- 1) Etablissement de l'état des développements et des solutions technologiques<sup>2</sup> dans le domaine des nanosatellites, identification des applications potentielles et des conditions d'exploitation.  
Sans prétendre à l'exhaustivité, cette partie du rapport a l'ambition de

<sup>1</sup> Excepté les sphères de calibrations radar et les objets totalement passifs.

<sup>2</sup> "state-of-the-art" en anglais.

permettre à un néophyte en la matière d'appréhender les solutions technologiques et de pouvoir identifier les enjeux critiques.

- 2) Proposition de concepts pour les solutions les plus prometteuses qui feront l'objet d'une étude plus approfondie.  
 Cette phase doit faire office d'étude préliminaire à un développement potentiel.
- 3) Réalisation d'un démonstrateur (mobile se déplaçant dans un plan) destiné à servir de banc de test pour certains sous-systèmes ainsi que d'outil pédagogique.  
 Il s'agit ici d'accroître la visibilité du projet en proposant une réalisation physique, ainsi que d'offrir une application supplémentaire à un système novateur de réduction des frottements.

Les résultats de ce travail de diplôme résident donc pour une grande part dans "l'étude préliminaire" présente dans ce rapport et pour une autre part dans la réalisation du démonstrateur.

## 1.4. Planning

Les travaux de diplôme en microtechnique se réalisent à l'EPFL sur une durée de 16 semaines lors du semestre d'hiver. La réalisation des 3 phases de l'objectif décrites précédemment s'est traduite par une planification en quatre volets:

- 1) Recherche d'information et formation théorique sur le sujet (~6 semaines)
- 2) Proposition de concepts (~2 semaines)
- 3) Conception et réalisation du démonstrateur (~5 semaines)
- 4) Rédaction du rapport. (~3 semaines)

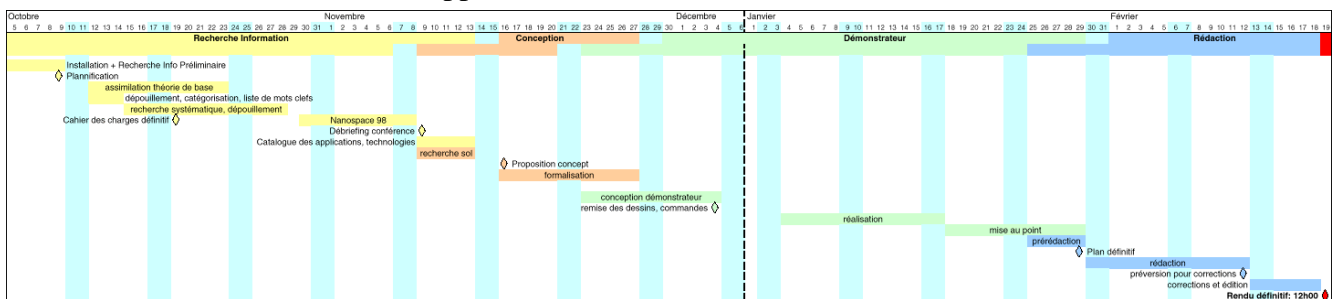


Figure 1.2: Planning du travail de diplôme

Dans les faits, la réalisation de deux premiers volets ont réduit le troisième à une période de 3 semaines, ce qui a motivé une conception très modulaire et facilitant l'usage. Cela a permis de s'adapter aux délais et aux prises de risques qu'il a fallu effectuer pour les respecter.

## 2. BASES THEORIQUES

### 2.1. Introduction

Ce chapitre est destiné à mettre en place les notions nécessaires à la compréhension et à l'évaluation des différentes options d'orbite ou de propulsion. Le point 2.1, qui consiste en une description des caractéristiques des orbites terrestres, est accessible sans connaissances particulières. Le point suivant forme un résumé de mécanique orbitale et est, par conséquent, un peu plus formel.

#### 2.1.1. Coordonnées et paramètres d'orbitale [9][12][7]

Pour décrire précisément la position d'un satellite sur une orbite terrestre, il faut un certain nombre de paramètres, appelés éléments Képlériens. Les premiers d'entre eux décrivent l'orbite elle-même par rapport à la terre et au soleil, les seconds les coordonnées du satellite sur cette orbite.

Une orbite terrestre est définie par un ellipse dont un des deux foyers se trouve sur le centre de gravité de la terre. Le point de cette orbite le plus éloigné de la terre se nomme l'*Apogée* et le point le plus proche le *Périgée*.

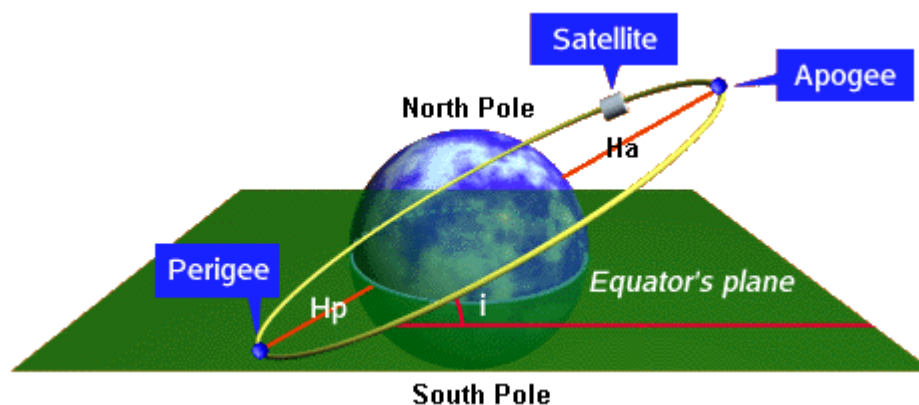


Figure 2.1: Apogée, périgée et inclinaison d'une orbite terrestre

Cette orbite se trouve inclinée par rapport à un plan passant par l'équateur terrestre. L'*inclinaison* ( $i$  sur la figure 2.1 ci-dessus), est un paramètre important car il définit la latitude géographique maximale, à la verticale de laquelle le satellite pourra passer. De plus, l'inclinaison dépend intimement de la latitude du lieu de lancement puisqu'il n'est pas possible de lui donner une valeur inférieure sans de coûteuses corrections ultérieures.

La projection ci-contre d'une orbite sur le globe terrestre fournit une compréhension plus intuitive de cet état de fait. Avec l'exploitation de la rotation terrestre pour appuyer le lancement, c'est le principal argument pour placer les sites de lancement le plus proche possible de l'équateur, à l'instar de Cap Canaveral ( $28.5^\circ$  N) ou de Kourou ( $5.2^\circ$  N)

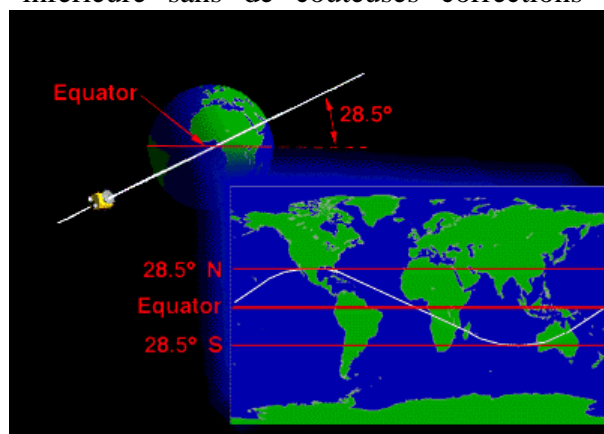


Figure 2.2 : Relation entre latitude et inclinaison



Ces trois paramètres sont utilisés pour décrire rapidement l'orbite d'un satellite car ils donnent une information immédiate sur sa fonctionnalité. En effet, les altitudes de l'apogée ( $H_a$ ) et du périégée ( $H_p$ ) déterminent la limite supérieure de la **couverture instantanée** ("footprint" en anglais) d'un satellite; soit la surface du globe terrestre qu'il peut observer avec ses instrument.

La couverture instantanée est donc inférieure ou égale (cas de la figure 2.3) à **l'aire d'accès instantanée**, définie comme la surface du globe depuis laquelle le satellite est visible à un instant donné

Pour déterminer la **couverture totale**, il est nécessaire de considérer également l'inclinaison. En effet, la rotation de la terre sur elle-même provoque un décalage en longitude après une révolution, pour une latitude naturellement constante.

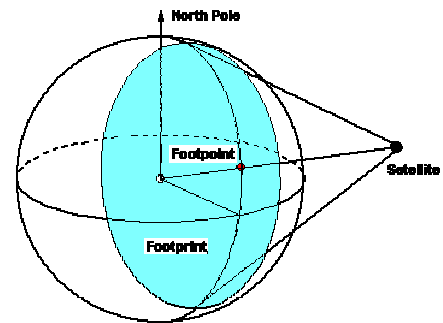


Figure 2.3: Couverture instantanée maximale du satellite

Sachant que la plupart des satellites exploitent l'énergie solaire ou désirent observer la terre de jour, il est important de pouvoir déterminer l'orientation de leur orbite par rapport au soleil. C'est ce que l'on fait en définissant la **direction de l'équinoxe vernal** (voir figure 2.4) comme premier axe de référence (X), l'axe de rotation de la terre (sud-nord) comme troisième axe (Z), le second (Y) se trouvant dans le plan équatorial. Il faut bien noter que le trièdre ainsi défini est en mouvement avec la terre sur son orbite, mais garde la même direction, quelles que soient la saison et la rotation de la terre sur elle-même.

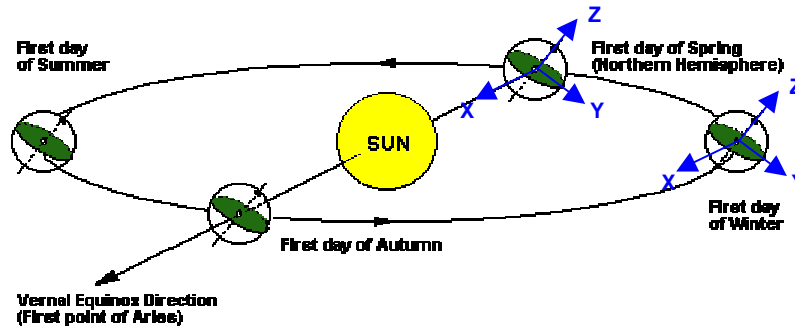


Figure 2.4: Définition de l'Equinoxe vernal

Dans le référentiel lié au trièdre, l'orbite est immobile<sup>3</sup>. Cela permet de donner la position du satellite en connaissant le grand axe et l'excentricité de l'ellipse, par quatre angles géocentriques:

- l' **inclinaison  $i$** , déjà définie
- l' **ascension droite  $\Omega$** , l'angle entre l'équinoxe vernal et le **nœud ascendant** (intersection de la trajectoire montante de l'orbite avec le plan équatorial),
- l' **argument du périégée  $\omega$** , l'angle entre le nœud ascendant et le périégée et finalement
- l' **anomalie vraie  $v$** , l'angle entre le périégée et le satellite.

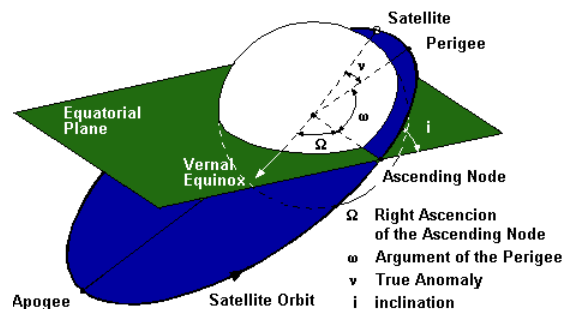


Figure 2.5 : Coordonnées elliptiques Képlériennes

<sup>3</sup> Tout au moins, à notre échelle de temps et en ne considérant qu'un globe terrestre idéal et le satellite.

Pour exprimer la vitesse instantanée du satellite, les coordonnées elliptiques Képlériennes que nous venons de voir ne sont pas très adaptées puisqu'elles ne permettent pas de définir sa direction. C'est la raison de l'utilisation d'éléments complémentaires dont :

- le **rayon  $R$** , distance du satellite au centre du globe terrestre
- la **déclinaison géocentrique  $GCdec$** , angle entre le satellite et le plan équatorial. Attention, la déclinaison n'est pas égale à l'inclinaison mais atteint sa valeur aux *apsis* (périgée ou apogée)
- la **longitude  $L$** , longitude géographique du point de la surface terrestre se situant à la verticale du satellite (non représentée sur la figure 2.6)
- l'**angle de vol  $\phi$** , angle entre le vecteur de la **vitesse inertielle  $V$**  et la tangente à l'ellipse à l'emplacement du satellite ("Flight Free Path" en anglais)
- l'**azimut inertiel  $Az$** , angle entre le **méridien local** (parallèle à l'axe des pôles passant par le satellite) et le plan de l'ellipse

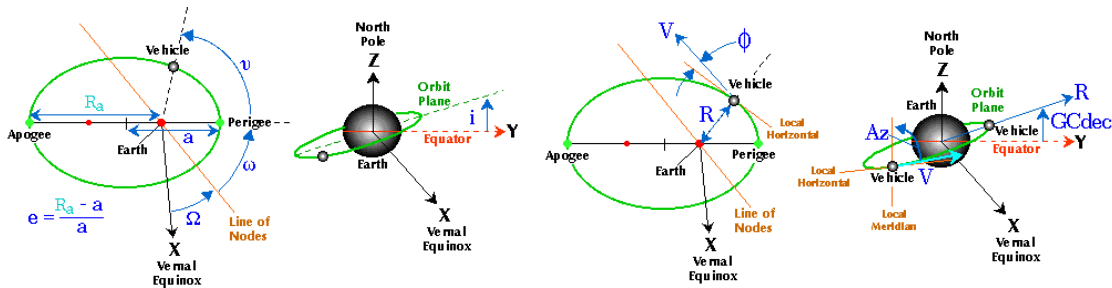


Figure 2.6 : Comparaison entre coordonnées Képlériennes et sphériques polaires

### 2.1.2. Principales orbites [58][12]

Nous avons maintenant les outils nécessaires pour aborder les différents types d'orbites. Elles sont habituellement classées en fonction de leur altitude moyenne et de leur synchronisation avec la terre ou le soleil.

Une **orbite polaire** possède une inclinaison de 90 degrés et couvre donc les deux pôles. C'est la rotation de la terre sur elle-même qui confère à cette orbite fixe dans l'espace une couverture totale du globe terrestre en quelques jours. Le désavantage de cette orbite est sa longue période entre deux passages au dessus d'un point particulier comme par exemple la station de communication au sol. Beaucoup de satellites d'observation qui doivent couvrir la terre entière sont dans des orbites polaires ou quasi-polaires

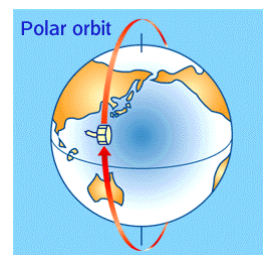


Figure 2.7 :  
Orbite polaire

Un satellite en **orbite géosynchrone** a la particularité de se positionner à la verticale du même point de la surface terrestre avec une période qui est un multiple ou un sous multiple entier d'un jour sidéral. Autrement dit, la trajectoire de sa couverture instantanée est identique à celle de la période précédente.

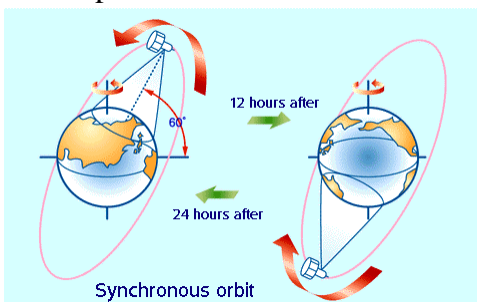


Figure 2.8: Orbite géosynchrone (exemple)

Un rôle typique pour un satellite en orbite géosynchrone est la surveillance, et la transmission de communications pour des latitudes géographiques élevées

Dans une **orbite héliosynchrone**, l'angle entre le plan orbital et le soleil demeure constant. Cette condition est réalisée en exploitant la perturbation orbitale due à la non sphéricité de la terre qui provoque une précession de l'orbite (une variation de l'ascension droite  $\Omega$ ). On peut choisir les paramètres de l'orbite de manière à obtenir une précession d'environ 1 degré vers l'est chaque jour, identique au mouvement apparent du soleil.

Un satellite héliosynchrone croise l'équateur et chaque latitude à la même heure chaque jour. Ce type d'orbite est donc avantageux pour un satellite d'observation terrestre, car il fournit des conditions d'illumination constantes pour un même lieu.

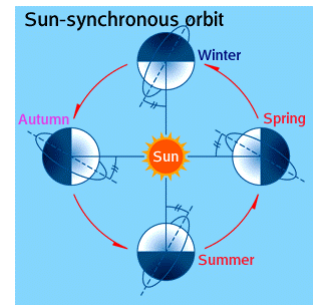


Figure 2.9:  
Orbite héliosynchrone

Les **basses orbites terrestres (LEO)** sont des orbites elliptiques ou (plus communément) circulaires dont l'altitude est inférieure à 2.000 kilomètres au-dessus de la surface de la terre. La période orbitale varie entre environ nonante minutes et deux heures. Le rayon de la couverture instantanée maximale varie de 3000 à 4000 km et le satellite est visible au-dessus de l'horizon pour un observateur terrestre durant au maximum 20 minutes. On distingue les "**Small LEO**" d'une altitude inférieure à 1000 km et les "**Big LEO**" qui dépassent cette valeur.

Les **orbites terrestres moyennes (MEO)** ou **orbites circulaires intermédiaires (ICO)** sont des orbites circulaires situées à environ 10000 km d'altitude dont la période de révolution est d'environ 6h.

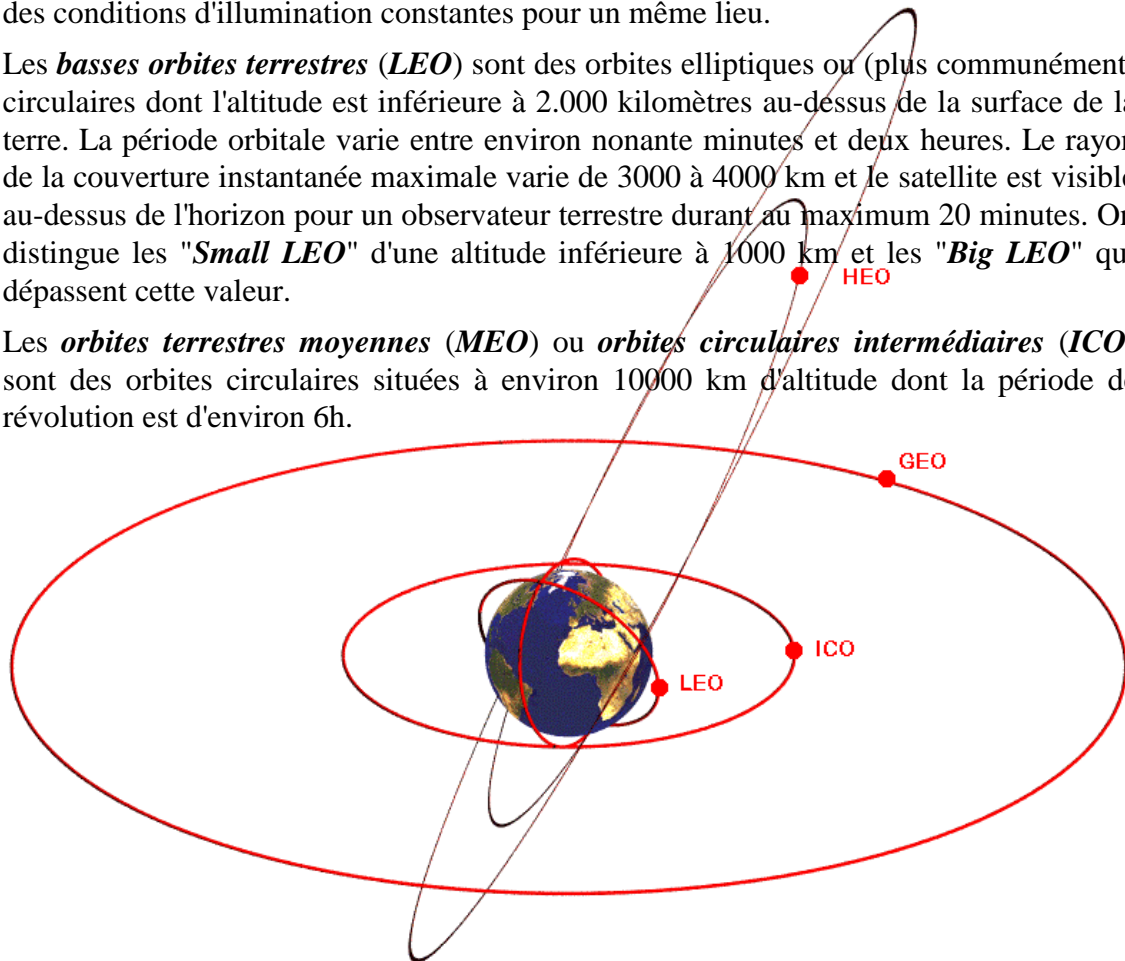


Figure 2.10 : Représentation à l'échelle des différentes orbites terrestres

Les **orbites fortement elliptiques (HEO)** possèdent typiquement un périégée à environ 500 kilomètres d'altitude et un apogée aux environs de 50.000 kilomètres. Elles sont géosynchrones d'une période de 8 à 24 heures et sont inclinées à 63,4 degrés. En raison de l'excentricité élevée de l'orbite, un satellite passera environ deux tiers de la période orbitale proche de l'apogée, et pendant ce temps il semble être presque stationnaire pour un observateur sur la terre (ceci est désigné sous le nom de **saturation d'apogée**).

L'**orbite géostationnaire (GEO)** est une orbite circulaire **directe** située dans le plan équatorial à une altitude de 35786 km et dont la période de révolution égale celle de la rotation de la terre sur elle-même. Un satellite géostationnaire apparaît donc comme immobile pour un observateur terrestre et sa couverture instantanée est quasiment d'un tiers du globe (de la latitude 75° N à la latitude 75° S).

## 2.2. Bases de mécanique orbitale

### 2.2.1. Equations du mouvement orbital [9] [11]

La trajectoire d'un satellite en orbite terrestre est principalement déterminée par son interaction gravifique avec la terre. En supposant qu'il s'agisse de la seule force en présence, que la terre soit homogène et sphérique et que sa masse soit largement supérieure à celle du satellite, on obtient une formulation simple du problème.

En combinant la seconde équation de Newton

$$m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \sum \vec{F}_{ext} \quad (2.1)$$

avec la loi de la gravitation universelle que l'on applique au satellite de masse  $m$  :

$$\vec{F} = -\frac{GMm}{r^3} \vec{r} = -\frac{\mu m}{r^3} \vec{r} \quad (2.2)$$

où  $\mu = GM = 398600,5 \text{ [km}^3\text{s}^{-2}\text{]}$

on obtient l'équation suivante :

$$\ddot{\vec{r}} + \frac{\mu}{r^3} \vec{r} = 0 \quad (2.3)$$

décrivant le mouvement du satellite autour du centre de gravité du système que l'on a considéré par hypothèse ( $M \gg m$ ) au centre de la terre. Une des solutions de cette équation correspond à une trajectoire conique, exprimée en coordonnées polaires par :

$$r(\nu) = a \frac{1 - e^2}{1 + e \cos \nu} \quad (2.4)$$

où  $a$  est le demi grand axe et  $e$  l'excentricité (Figure 2.6 dans le cas de l'ellipse).

Il faut noter que la trajectoire est :

- une ellipse si  $0 \leq e < 1$
- une parabole si  $e = 1$
- une hyperbole si  $e > 1$

Dans notre étude de l'orbite terrestre, c'est naturellement le premier cas qui nous intéresse. De l'équation (2.3), on peut déterminer [9] l'énergie mécanique du satellite :

$$E = T + V = m \frac{v^2}{2} - \frac{\mu m}{r} = -\frac{\mu m}{2a} \quad (2.5)$$

qui est une constante dans le cas d'une orbite non perturbée et qui exprime le fait qu'il y ait un échange constant entre énergie potentielle et cinétique durant la révolution.

La vitesse instantanée s'exprime alors par :

$$|\vec{v}| = \sqrt{\mu \frac{2a - r}{ar}} \quad (2.6)$$

ce qui donne dans le cas d'une orbite circulaire ( $e=0 \rightarrow a=r$ ) :

$$|\vec{v}| = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (2.7)$$

Ainsi, l'altitude d'une orbite est déterminée par la seule vitesse du satellite.

Et la période de révolution est égale à

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2.8)$$

Une autre information importante réside dans l'expression du moment cinétique du satellite :

$$\vec{L} = \vec{r} \times m\vec{v} = m(\vec{r} \times \dot{\vec{r}}) = \overline{cte} \quad (2.9)$$

car en multipliant vectoriellement l'équation 2.3 par  $\vec{r}$ , on obtient  $\vec{r} \times \ddot{\vec{r}} = 0$

Cela signifie que dans ce cas, le mouvement est plan. Or, nous avons vu que cela n'est pas vrai, en particulier dans le cas des orbites heliosynchrones. En fait l'équation 2.3 n'est qu'une approximation du mouvement orbital réel.

## 2.2.2. Perturbations orbitales [2][12]

Un certain nombre de contributions physiques influencent la trajectoire d'un corps en orbite terrestre. On les nomme des *perturbations* et, s'il n'est pas toujours possible de les prendre en compte analytiquement dans le calcul de l'orbite, il est nécessaire d'en tenir compte par exemple pour effectuer des corrections périodiques de la trajectoire.

Il existe différentes méthodes numériques [9] permettant d'évaluer ces perturbations mais nous n'aborderons ici que quelques résultats permettant de se faire une idée qualitative de leur influence.

Dans la section précédente, nous avons considéré que seuls deux corps étaient présents : la terre et le satellite. Nous avons aussi admis que la terre était sphérique et que sa masse était homogène. Or il n'est rien.

### a) Perturbations du troisième corps

La présence du soleil et de la lune provoque des variations de tous les éléments orbitaux, mais les effets séculaires (linéaires à long terme) se portent principalement sur l'ascension droite  $\Omega$  et l'argument du périégée  $\omega$ . Il se produit donc une rotation et une précession de l'orbite, tel que cela est représenté sur la figure 2.11.

Dans le cas d'une orbite relativement circulaire on obtient les relations suivantes (en degrés par jour):

$$\dot{\Omega}_{lune} = -0.00338 \frac{\cos i}{n} \quad (2.10)$$

$$\dot{\Omega}_{soleil} = -0.00154 \frac{\cos i}{n} \quad (2.11)$$

$$\dot{\omega}_{lune} = -0.00169 \frac{4 - 5 \sin^2 i}{n} \quad (2.12)$$

$$\dot{\omega}_{soleil} = -0.00077 \frac{4 - 5 \sin^2 i}{n} \quad (2.13)$$

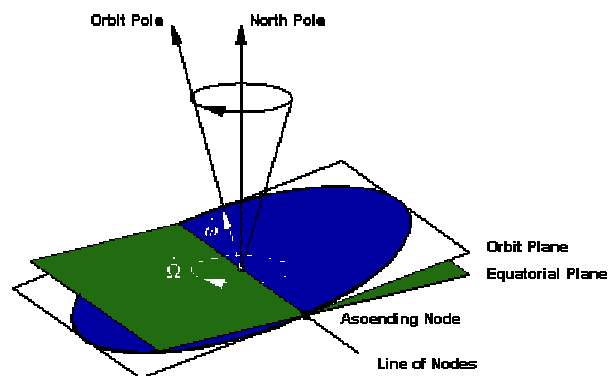


Figure 2.11: Précession de l'orbite

où  $i$  est l'inclinaison de l'orbite et  $n$  le nombre de révolutions quotidiennes.

Pour des satellites d'orbite assez circulaire et d'altitude plus élevée qu'une géostationnaire, c'est cette perturbation qui prédomine.

### b) Perturbation due à la non sphéricité de la terre

Par contre, pour des satellites dont l'orbite est d'altitude inférieure ou égale à une géostationnaire, c'est l'effet de l'aplatissement de la terre aux pôles qui domine en provoquant principalement les variations suivantes de l'ascension droite  $\Omega$  et de l'argument du périégée  $\omega$  [degrés/jour]:

$$\dot{\Omega} \cong -2.06474 \cdot 10^{14} \frac{\cos i}{(1-e^2)^2 \sqrt{a^7}} \quad (2.14)$$

$$\dot{\omega} \cong 1.03237 \cdot 10^{14} \frac{4-5 \sin^2 i}{(1-e^2)^2 \sqrt{a^7}} \quad (2.15)$$

C'est cette perturbation que l'on exploite pour obtenir une variation de l'argument du périégée égale à 0 en fixant  $i=63.4^\circ$  dans le cas des orbites HEO ou pour produire une précession de 0.9856 degrés par jour rendant une orbite héliosynchrone (a est en km).

A titre de comparaison, le tableau ci-dessous [2] recense les effets précédents sur quelques exemples d'orbites typiques:

Values of $\Delta\Omega$ and $\Delta\omega$ in deg/day:		Earth's oblateness	Moon	Sun
<b>LEO</b> a=6700km, e=0, i=28 deg	$\Delta\Omega$	-7.35	-0.00019	-0.00008
	$\Delta\omega$	12.05	0.00242	0.00110
<b>GPS orbit</b> a=26600km, e=0, i=60deg	$\Delta\Omega$	-0.033	-0.00085	-0.00038
	$\Delta\omega$	0.008	0.00021	0.00010
<b>HEO</b> a=26600km, e=0.75, i=63.4 deg	$\Delta\Omega$	-0.30	-0.00076	-0.00034
	$\Delta\omega$	0.00	0.00000	0.00000
<b>GSO</b> a=42160km, e=0, i=0 deg	$\Delta\Omega$	-0.013	-0.00338	-0.00154
	$\Delta\omega$	0.025	0.00676	0.00307

Tableau 2.1: comparaison des perturbations dues à la lune, au soleil et à la non sphéricité terrestre

### c) Perturbations dues aux frottements atmosphériques

Il s'agit de la principale force d'origine non gravitationnelle qui affecte les satellites en basse orbite (LEO). Ces frottements leur font perdre de l'énergie cinétique et donc de l'altitude (équation 2.6) ce qui augmente encore les frottements puisque l'atmosphère y est plus dense. Logiquement, les apsis se rapprochent et parallèlement l'excentricité diminue. Ces frottements peuvent finir par provoquer une rentrée dans l'atmosphère si la trajectoire n'est pas compensée.

L'accélération (opposée au vecteur vitesse) produite par ces frottements vaut :

$$a = -\frac{1}{2} \rho \frac{C_D A}{m} v^2 \quad (2.16)$$

où A est la surface apparente, v la vitesse instantanée,  $C_D$  le coefficient aérodynamique de frottement (entre 1 et 2) et  $\rho$  la densité de l'atmosphère qui est déterminée empiriquement mais peut être approchée par:

$$\rho(h) = \rho_0 \exp\left(-\frac{h-h_0}{H}\right) \quad (5-17)$$

où  $\rho_0$  est la pression à l'altitude  $h_0$ , H la hauteur d'échelle et h l'altitude. Ces facteurs seront définis dans le chapitre 6 consacré à la description de l'atmosphère terrestre. Mais il est d'ors et déjà possible d'estimer la durée de vie L (en nombre de révolutions) d'un satellite [2] dans le cas d'une orbite circulaire :

$$L = -\frac{H}{\Delta a_{rev}} \text{ avec } \Delta a_{rev} \approx -2\pi \frac{C_D A}{m} a_{rev}^2 \rho \quad (2.18)$$

#### d) Perturbations dues aux radiations solaires

A des altitudes supérieures à 800 km, une autre perturbation prend le pas sur les frottements atmosphériques : la pression due aux radiations solaires qui provoque une accélération, appliqué dans la direction du soleil, égale à :

$$a = -4.5 \cdot 10^{-8} \frac{A}{m} \quad (2.19)$$

où A est la surface exposée au soleil et m la masse du satellite

#### e) Perturbations intrinsèques

Il existe toute une série de perturbations qui dépendent directement de la construction du satellite. Parmi elles on peut relever :

- les incertitudes sur le centre de gravité
- les incertitudes sur la propulsion
- les modes vibratoires de la structure.

Ces perturbations intrinsèques concernent principalement l'attitude (la position angulaire du satellite et sa variation par rapport au temps) du satellite mais peuvent aussi indirectement influencer la trajectoire de l'orbitale.

### 2.2.3. Equations des systèmes de propulsion en microgravité

Que cela soit pour corriger l'orbite d'un satellite traditionnel, pour assurer le contrôle de son attitude ou pour réaliser l'asservissement en position d'un « freeflyer », il est souvent nécessaire de doter un satellite d'une propulsion.

Pour pouvoir comparer les différents types de propulsion entre eux, on définit l'*impulsion spécifique*  $I_{sp}$  par :

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (2.20)$$

Nous ne considérons ici que la propulsion autour d'une position en orbite terrestre, c'est-à-dire dans le vide et localement en absence de gravité. La quantité de mouvement est ainsi conservée :

$$m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \sum \vec{F}_{ext} = 0 \Rightarrow m\vec{v} = \overline{cte}$$

donc à l'éjection d'une certaine masse  $dm$  correspond un accroissement de vitesse  $dv$ :

$$(m - dm)(\vec{v} + d\vec{v}) + (\vec{v}_e + \vec{v})dm = m\vec{v}$$

ce qui donne en négligeant le produit de  $dm$  et  $dv$  :

$$m d\vec{v} = -\vec{v}_e dm \quad (2.21)$$

dont la solution est

$$\Delta v = v_e \ln \left( \frac{m_0}{m_0 - \Delta m} \right) = g I_{sp} \ln \left( \frac{m_0}{m_0 - \Delta m} \right) \quad (2.22)$$

En dérivant l'équation 2.21 par rapport au temps, on définit encore la *poussée* comme étant la force produite par le flux de matière éjectée à la vitesse  $v_e$  :

$$\vec{F} = -\dot{m}\vec{v}_e \quad (2.23)$$

## 3. ETUDE DE L'ENVIRONNEMENT D'EXPLOITATION

### 3.1. Atmosphère

Nous l'avons vu dans le chapitre précédent, l'atmosphère joue un rôle prépondérant dans la perturbation des satellites en orbites basses (LEO).

Il n'est donc pas inutile de pouvoir appréhender la structure de l'atmosphère afin d'être à même d'évaluer son influence.

#### 3.1.1. Structure et température

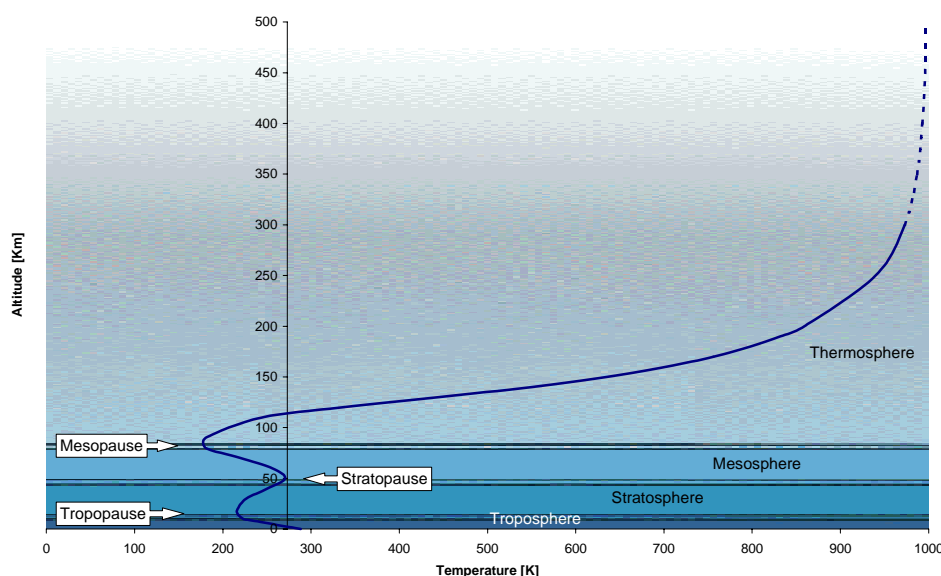


Figure 3.1: Profil de température en fonction de l'altitude

La **troposphère** est la couche inférieure de l'atmosphère et commence donc à la surface de la terre. A peu près tous les nuages se situent dans cette zone qui contient environ 99% de la vapeur d'eau et 90% de l'air de l'atmosphère. La température y diminue d'environ 10 °C/km avec l'altitude. Comme les gaz se compriment avec la diminution de température, la gravité tend à ramener l'air froid vers le sol. C'est une des principales causes de l'instabilité de la troposphère, raison d'être de la météorologie.

La **tropopause** forme la frontière supérieure de la troposphère. Son altitude varie entre 15 et 20 km à l'équateur et vaut environ 10 km aux pôles.

Dans la **stratosphère**, qui constitue la couche suivante, la température augmente lentement ce qui procure une stabilité aux flux d'air qui sont principalement horizontaux. Le dégagement de chaleur provient principalement de l'absorption d'une partie des ultraviolets entre 200 et 300 nm par la couche d'ozone.

A une altitude variant entre 48 et 53 km, la température atteint un maximum local d'environ 0 °C. Il s'agit de la **stratopause** sous laquelle se trouve 99% de l'atmosphère alors que son altitude ne représente que 0.75% du rayon terrestre.

Au dessus, se situe la **mésosphère**, où la température décroît à nouveau et où l'oxygène y est si rare qu'il n'est plus possible de l'utiliser comme oxydant pour un propulseur. Il faut donc emmener comburant et carburant pour assurer la propulsion dès la stratopause.



La **mésopause** se situe à environ 80 km d'altitude et la température y atteint un minimum de 170 K avant de subir, dans la **thermosphère**, un fort gradient positif, dû à l'absorption du rayonnement ultraviolet de longueur d'onde inférieure à 200 nm.

L'altitude de la limite supérieure de la thermosphère, la **thermopause** dépend fortement de l'activité solaire et varie entre 400 à 800 km. Dès environ 200 km, la température varie également en fonction du jour et de la nuit.

Au delà s'étend l'**exosphère** dont la température ne dépend quasiment plus que de l'activité solaire et varie de 700K à plus de 2000K.

### 3.1.2. Densité

On considère généralement que 150 km représente l'altitude la plus basse à laquelle un satellite en orbite circulaire peut accomplir au moins une révolution sans propulsion. Au dessous de cette altitude les frottements atmosphériques sont en effet trop importants. Pourtant, à encore 1000 km d'altitude, les satellites en orbite dans l'exosphère sont aussi soumis à des perturbations causées par les collisions avec des molécules individuelles.

Pour évaluer la durée de vie (équation 2.18) d'un satellite en orbite basse, il faut connaître la densité atmosphérique du périégée. Cette dernière, à l'instar de la température, varie en fonction de l'activité solaire comme le montre le graphe ci-dessous.

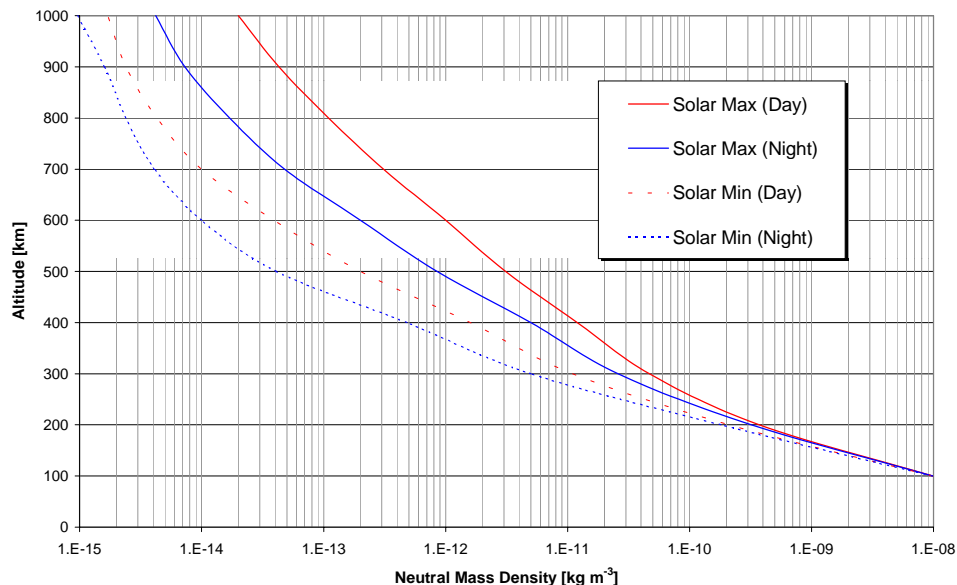


Figure 3.2 : Densité atmosphérique en fonction de l'altitude et de l'activité solaire

Elle peut être modélisée par l'expression 2.17 :

$$\rho(h) = \rho_0 \exp\left(-\frac{h - h_0}{H}\right)$$

Où l'on voit apparaître la **hauteur d'échelle H** qui représente la rapidité avec laquelle la pression décroît. Le tableau de la page suivante propose plusieurs valeurs empiriques de la densité atmosphérique et de la hauteur d'échelle en fonction de l'activité solaire. Ces valeurs pourront ainsi être directement reprises dans l'équation 2.18 pour plus de facilité.

Altitude [km]	Atmospheric Density [kgm-3]				Scale Height [km]			
	Solar Min		Solar Max		Solar Min		Solar Max	
	Night	Day	Night	Day	Night	Day	Night	Day
100	9.80E-09	9.80E-09	9.80E-09	9.80E-09	6	5.9	5.9	5.9
200	1.80E-10	2.10E-10	3.20E-10	3.70E-10	33.4	37.9	43.2	49.4
300	5.00E-12	1.10E-11	2.60E-11	4.70E-11	44.5	53.2	57	67.9
400	4.80E-13	1.60E-12	5.00E-12	1.20E-11	52.8	60.5	69.5	79.8
500	4.10E-14	2.00E-13	8.50E-13	3.10E-12	60.4	67.4	74.6	88.7
600	1.00E-14	3.90E-14	2.00E-13	1.00E-12	76.1	76.4	81.8	96.1
700	4.10E-15	1.00E-14	4.80E-14	3.10E-13	133.7	95.6	92.8	105
800	2.40E-15	4.30E-15	1.70E-14	1.10E-13	213.4	138.7	113.5	115.8
900	1.60E-15	2.40E-15	7.30E-15	4.30E-14	324.8	215.4	153.2	134.2
1000	9.60E-16	1.70E-15	4.20E-15	2.00E-14	418.2	308.9	217.1	164.9

Tableau 3.1 : Modèle empirique de la densité atmosphérique et du facteur d'échelle

### 3.1.3. Chimie

On peut noter que la hauteur d'échelle définit 2 zones différentes :

- l'**homosphère**, où H ne varie quasiment pas et où les constituants principaux (azote et oxygène) restent en proportion constante (99% de l'air sec),
- l'**hétérosphère**, où H varie sensiblement et où prédominent des gaz légers (azote, hydrogène, hélium).

La séparation entre ces deux régions de l'atmosphère se situe à une altitude d'environ 100km et se nomme la **turbopause**. On peut constater sur la figure ci-contre qu'à 150 km d'altitude, le principal constituant moléculaire n'est déjà plus l'azote moléculaire mais l'oxygène atomique produit par photodissociation.

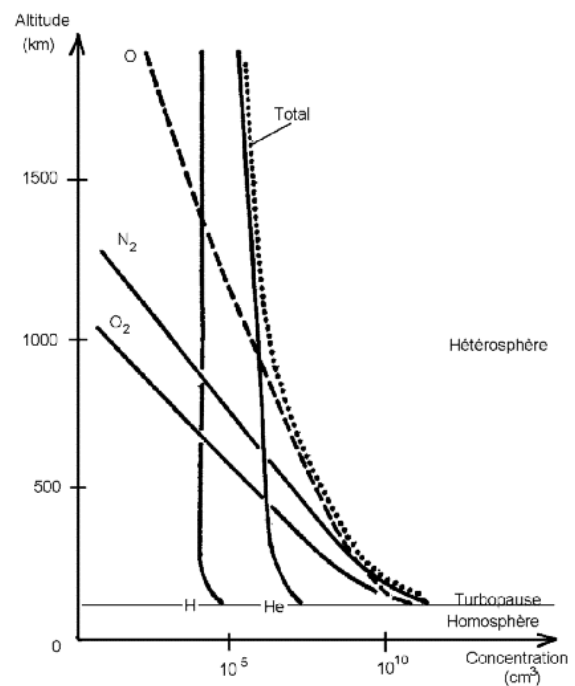


Tableau 3.3 : Répartition des constituants atmosphériques

En LEO, un satellite se déplace à travers l'oxygène atomique à une vitesse d'environ 7,5 km/s. Bien que la densité de ce dernier soit relativement faible, le flux rencontré par le satellite est important.

L'oxygène atomique, qui est dans un état fortement réactif, peut produire une érosion sérieuse des surfaces par oxydation. Alliée au cycle thermique généré par le passage fréquent du satellite en éclipse terrestre, cette érosion peut provoquer le retrait de la couche oxydée. Quelques matériaux réagissent encore différemment en modifiant radicalement la structure de leur surface, et par conséquent leurs propriétés mécaniques ou thermiques.

Naturellement, cette activité chimique est plus importante lorsque l'activité solaire est maximale car l'atmosphère augmente alors de rayon.

## 3.2. Champ magnétique et radiations

Le champ magnétique terrestre joue un rôle vital en protégeant la terre des radiations du vent solaire<sup>4</sup> en lui opposant une sorte de bouclier magnétique. Mais il affecte aussi les satellites qui gravitent autour de la planète. En effet, il peut permettre à un satellite de se positionner, alimenter en courant une station spatiale [60] ou emprisonner des particules chargées qui viendront bombarder la navette spatiale.

### 3.2.1. Origine

Les observations ont montré que les sources du champ magnétique terrestre proviennent du cœur et de la surface de la planète, aussi bien que de la haute atmosphère. La contribution principale semble être issue des courants de convection thermique qui évacuent la chaleur du noyau terrestre vers le manteau. Le fer en fusion qui entoure le noyau créerait un courant électrique induit qui générerait à son tour un champ magnétique ( $\mathbf{B}_0$ ). La seconde source est rémanente et provient des minéraux et des métaux ferromagnétiques de l'écorce terrestre ( $\mathbf{B}_r$ ). C'est l'origine de bon nombre d'anomalies locales du champ magnétique terrestre. A ces termes géophysiques s'ajoute une troisième contribution, associée au mouvement de particules chargées dans la magnétosphère ( $\mathbf{B}_e$ ).

Ainsi le champs magnétique total peut s'écrire :

$$\vec{B} = \vec{B}_0 + \vec{B}_r + \vec{B}_e + \delta\vec{B} \quad (3.1)$$

où  $\delta\mathbf{B}$  représente les variations dues à l'action du vent solaire et de rayons cosmiques. A noter que le champ homogène  $\mathbf{B}_0$  représente 90% du champs  $\mathbf{B}$ .

### 3.2.2. Géométrie [8]

A haute altitude, le champ magnétique terrestre est fortement déformé par la pression du vent solaire comme le montre le modèle ci-contre.

A basse altitude et (LEO), il est approximativement celui d'un dipôle incliné d'environ 11.5 degrés par rapport à l'axe de rotation du globe terrestre.

On peut l'exprimer *coordonnées polaires magnétiques* par :

$$\vec{B}_0(r, \theta) = \frac{\mu_E}{r^3} (2 \cos \theta \cdot \hat{e}_r + \sin \theta \cdot \hat{e}_\theta) \quad (3.2)$$

où  $\theta$  est la latitude magnétique (mesurée depuis l'équateur magnétique et non géographique) et où  $\mu_E$  vaut  $8,1 \cdot 10^{25}$  gauss.

La norme de ce vecteur s'exprime par

$$|\vec{B}_0(r, \theta)| = \frac{\mu_E}{r^3} \sqrt{1 + 3 \cos^2 \theta} \quad (3.3)$$

Le champ magnétique à la surface terrestre vaut ainsi 0.32 Gauss ( $0.32 \cdot 10^{-4}$  T) à l'équateur magnétique et le double aux pôles magnétiques.

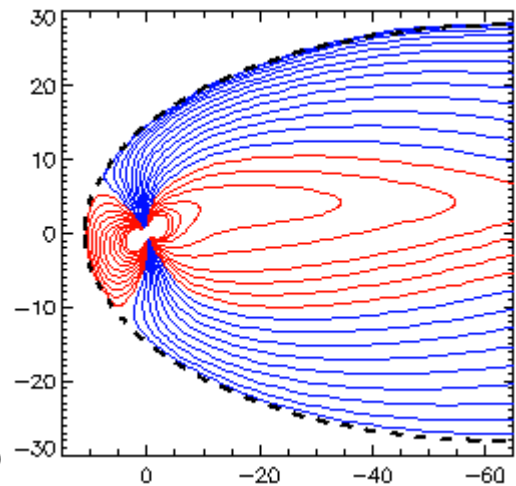


Figure 3.4 : modélisation du champ magnétique terrestre

<sup>4</sup> Le vent solaire est un flux de particule issu des protubérances du soleil.

### 3.2.3. Ceintures de Van Allen

Un des effets du champ magnétique terrestre les plus importants du point de vue de l'ingénierie sont les *ceintures de Van Allen*, du nom du physicien Américain qui les découvrit en 1958. Il s'agit de deux zones toriques, où la concentration d'électrons et de protons est très importante car ils ont été piégés par le champs magnétique.

La première ceinture est comprise entre 600 et 9000 km d'altitude pour une latitude comprise entre  $+40^\circ$  et  $-40^\circ$ .

La seconde se situe à une altitude valant environ 4 fois le rayon terrestre et recouvre largement la première.

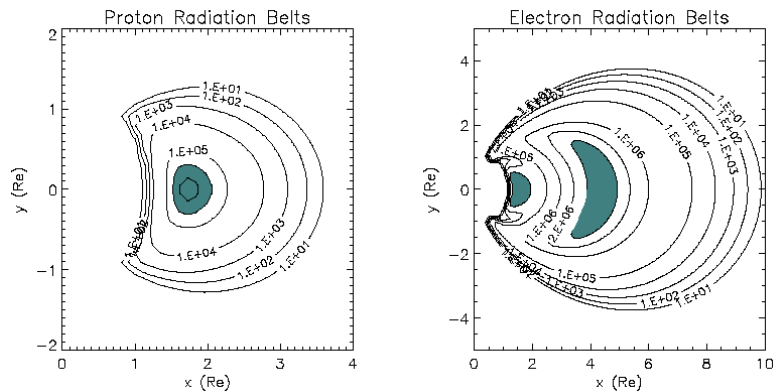


Figure 3.5 : Ceintures de Van Allen

Ces particules chargées proviennent du vent solaire, du rayonnement cosmique et probablement des essais nucléaires extérieurs.

Le mouvement des particules dans ces ceintures est assez complexe mais peut se décomposer en 3 tendances :

- giration autour des lignes de champ sous l'action de la force de Lorentz
- oscillation Nord-Sud due au gradient du champ magnétique qui croît lorsque l'on se rapproche de la surface et qui resserre l'hélice de la giration jusqu'à provoquer un phénomène de rebond
- dérive en longitude d'Ouest en Est pour les électrons et d'Est en Ouest pour les protons

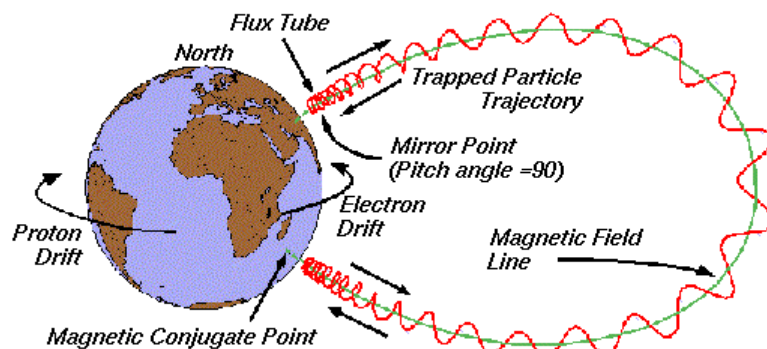


Figure 3.6 : Mouvements de base des particules piégées : giration, oscillation Nord-Sud et dérive

Les effets engendrés par ces particules vont jusqu'à provoquer la détérioration de composants électroniques, de cellules solaires et de matériaux structuraux. Mais les effets les plus courants en LEO sont la génération de bits fantômes ou de reset dans les composants électroniques. Tout cela sans évoquer les effets biologiques de ces radiations sur les astronautes résidant sur MIR et bientôt sur ISS.

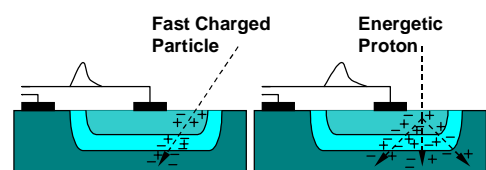


Figure 3.7 : Génération de bit fantômes

En regardant la figure 3.5, on pourrait penser pouvoir échapper à ces effets en choisissant des orbites dont l'altitude est inférieure à 600 km. Or, cela ne fait que diminuer la probabilité d'interaction sans la supprimer. La raison principale en est l'existence de l'**Anomalie de l'Atlantique Sud**, région où le taux de radiation est sensiblement plus élevé qu'ailleurs. Cette anomalie est causée par la dissymétrie du champ magnétique qui rapproche du globe terrestre la ceinture inférieure de Van Allen, comme représenté ci contre.

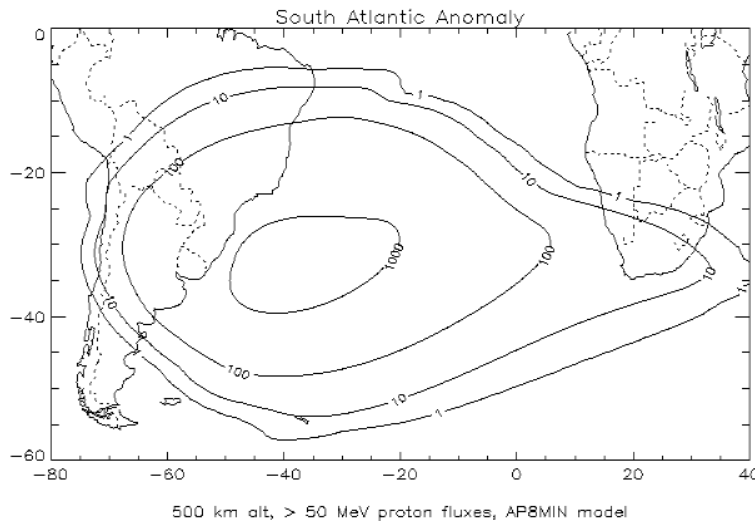


Figure 3.8 : Anomalie de l'Atlantique Sud

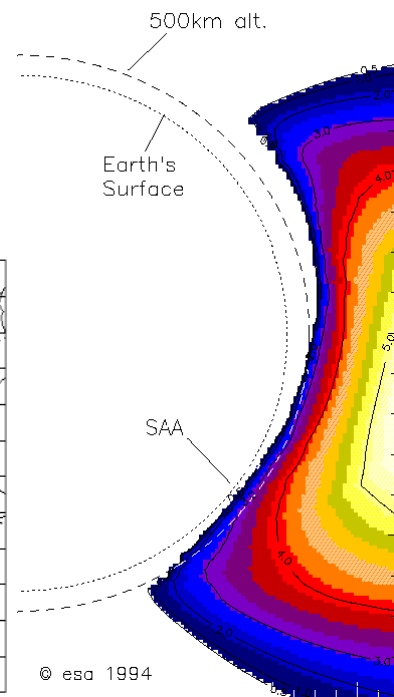


Figure 3.9: dissymétrie du champ magnétique

L'étendue de cette anomalie est si vaste qu'il est quasiment impossible de l'éviter, exceptions faites des orbites ayant une inclinaison inférieure à 5°. Il faut aussi noter que les radiations sont également plus nombreuses aux latitudes très élevées.

Les mesures à prendre pour la protection de l'électronique embarquée, dans le cas des très basses orbites, peuvent être les suivantes :

- L'utilisation de composants surdimensionnés, spécifiquement destinés aux applications spatiales dont le coût est très élevé.
- La mise en place de couches de protection, qui augmentent la masse du satellite.
- La réinitialisation fréquente des systèmes.
- La redondance algorithmique lors des calculs cruciaux.
- La redondance des systèmes pour augmenter la fiabilité.

### 3.3. Débris spatiaux [46][47]

Un autre élément est à prendre en compte depuis peu en ce qui concerne l'environnement opérationnel des satellites : les débris spatiaux.

On nomme *débris spatial* tout corps, artificiel ou naturel, en orbite terrestre et n'assurant pas un rôle fonctionnel. Il peut s'agir de météorites, de satellites hors d'usage entiers ou disloqués, d'étages de fusées, de déchets de lancement, de rejets de combustibles solides ou encore de particules minuscules à l'exemple de gouttelettes issues de réacteurs nucléaires.

Sur plus de 20000 tonnes d'objets mis en orbite depuis le début de la conquête spatiale, il en reste aujourd'hui 4500 tonnes dont seulement 5% correspond à des satellites encore en fonction. La figure 3.10 représente la répartition en LEO des objets parmi les plus importants (les points ne sont pas à l'échelle).

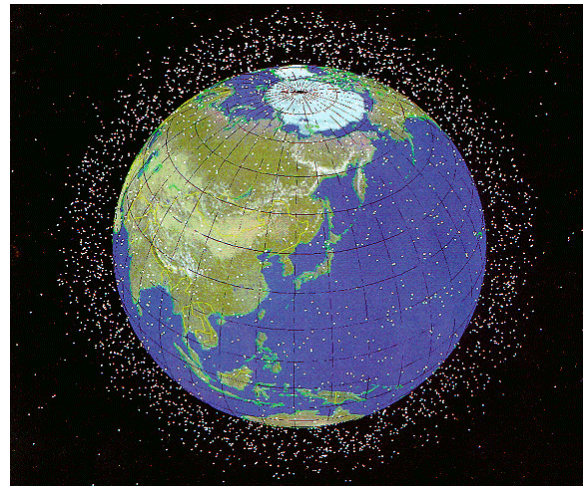


Figure 3.10 : répartition en LEO des débris spatiaux

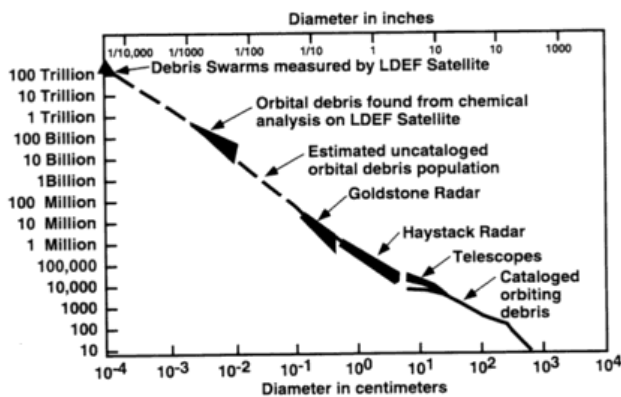


Figure 3.11 : Nb de débris en fonction de leur taille

diamètre. Sans parler des déchets dont la taille est encore inférieure.

La densité des débris spatiaux est naturellement plus élevée au voisinage des orbites les plus populaires (LEO, MEO, GEO, cf figure 3.12) et est maximale à environ 1000 km d'altitude.

Si le nombre d'objets au kilomètre cube reste encore très faible, le danger provient principalement de leur énergie cinétique élevée en LEO et de la répartition de leur trajectoire qui est totalement aléatoire.

En effet, un choc « frontal » en LEO peut avoir lieu dans le pire des cas à une vitesse de 2 fois 7,5 kms<sup>-1</sup> soit plus de 54000 kmh<sup>-1</sup> !

Heureusement, les objets les plus gros, et donc les plus massifs, sont aussi les moins nombreux : s'il y a plus de 10000 objets d'une taille supérieure à 10 cm, valant environ 99,5% de la masse totale en orbite, ils ne représentent que 0,5% du nombre total des débris. Par contre, on estime à 35 millions [48] le nombre de déchets spatiaux dont la taille est comprise entre 1 mm et 1 cm de

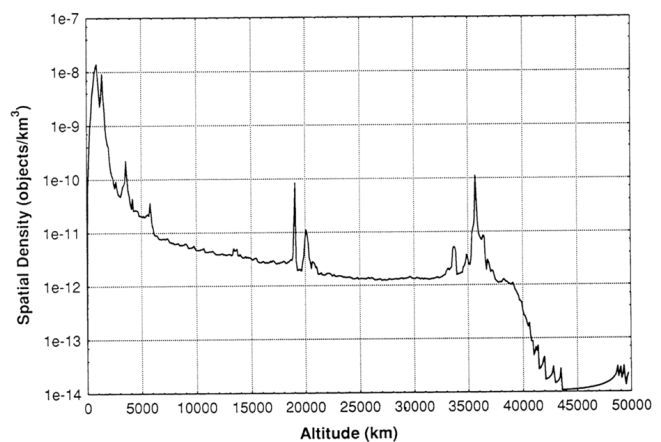


Figure 3.12 : Densité des débris catalogués



Si le flux d'objets dangereux catalogués (diamètre supérieur au cm) reste inférieur à  $10^{-5} \text{ m}^{-2} \text{ an}^{-1}$ , celui des petites particules représente un coût sensible dans la conception spatiale. Ainsi, la station spatiale ISS est équipée de boucliers protégeants toutes les zones sensibles. De plus, la navette spatiale est systématiquement mise, dès que la mission le permet, dans une position offrant son bouclier thermique à la direction préférentielle d'impact. On peut relever qu'en moyenne, un hublot sur huit doit être remplacé après chaque mission en raison d'impact de poussières.

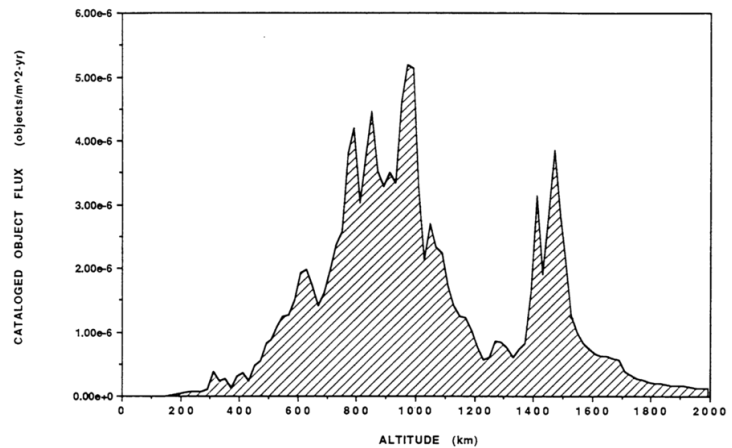


Figure 3.13: flux des débris catalogués en fonction de l'altitude

Notons encore que la probabilité de collision diminue avec le carré de la taille, mais qu'en contrepartie les conséquences d'un impact, elles, augmentent dramatiquement, et plus encore lorsque l'on parle de nanosatellite.

### 3.4. Synthèse

En guise de synthèse de ce chapitre, voici une figure [49] reliant cause et effets des interactions avec l'environnement orbital en fonction des énergies mise en jeu :

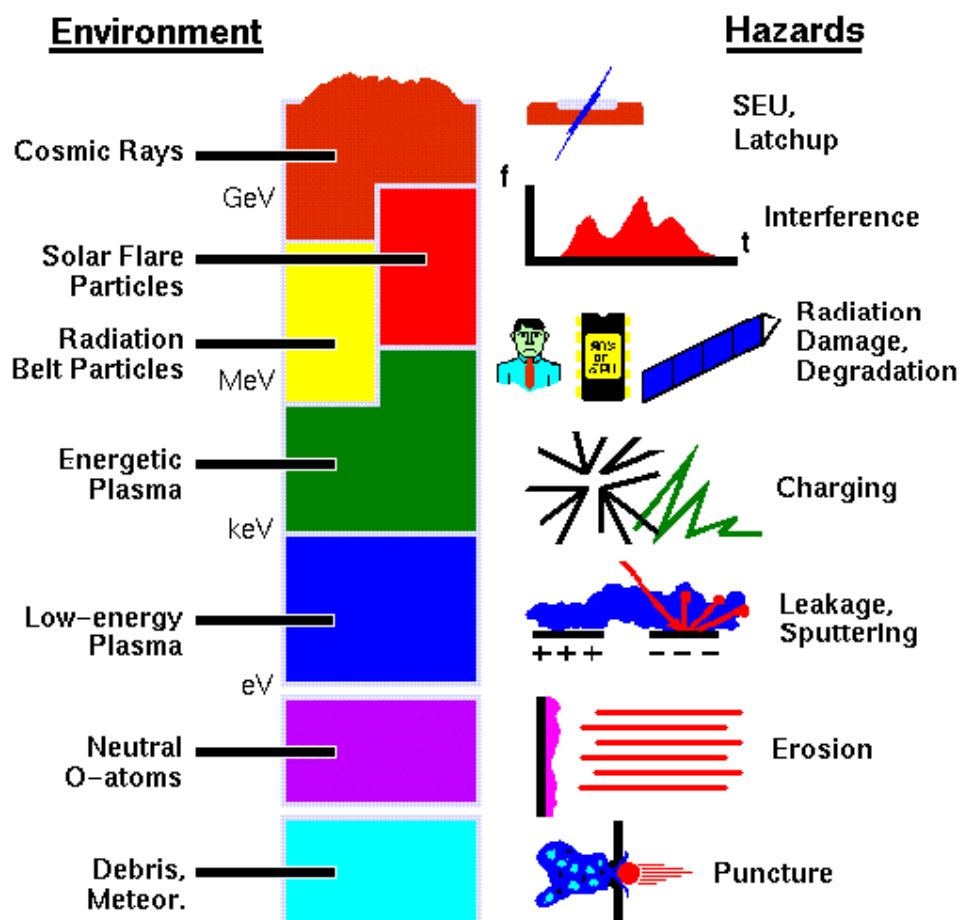


Figure 3.14 : Causes des détériorations dues à l'environnement orbital

## 4. ETUDE DU SYSTEME

### 4.1. Définition du système

Le but de ce chapitre est de permettre l'évaluation rapide des options technologiques qui s'offrent pour les principaux sous-systèmes d'un nanosatellite.

#### 4.1.1. Schéma bloc

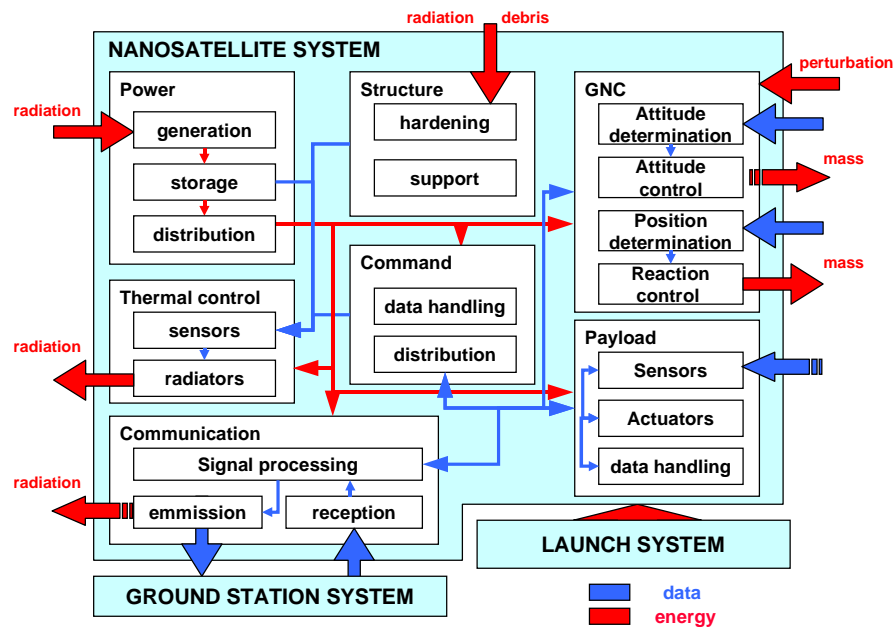


Figure 4.1 : Schéma bloc fonctionnel d'un satellite

La raison d'être d'un satellite opérationnel est d'assurer une mission en exploitant les propriétés que lui confère son état orbital. Le satellite est donc considéré ici comme un système dont chaque élément concourt, au travers d'une tâche spécifique, au succès de cette mission.

On peut voir dans le schéma bloc de la figure 4.1 l'ensemble des sous-systèmes qui constituent un satellite en général. Il s'agit d'un diagramme simplifié, mais il permet tout de même d'identifier les principales fonctions et les flux d'information ou d'énergie.

#### 4.1.2. Spécificités propres aux nanosatellites

Afin de limiter l'étendue de ce catalogue de solutions potentielles à des dimensions raisonnables, on considérera un certain nombre de contraintes :

- La masse du nanosatellite, structure comprise, ne doit pas dépasser 10 kg.
- L'orbite considérée est de la classe des très basses orbites (VLEO), soit entre 160 et 500 km d'altitude.
- L'énergie est limitée (cf. point 4.4). Des sous systèmes impliquant une forte consommation d'énergie ne seront donc pas considérés ici.
- Seules des options technologiques disponibles ou ayant de grandes chances d'aboutir seront prises en compte.



## 4.2. GNC [31]

Le bloc GNC (Guidage et Contrôle de la Navigation) regroupe deux fonctions : la détermination et le contrôle de la position et de l'attitude. Il s'agit souvent du sous-système le plus cher d'un satellite.

On définit l'*attitude* par trois angles et par la variation de ces angles par rapport au temps:

- le *roulis* (roll) : rotation du satellite autour de l'axe passant par son centre de gravité et défini par son vecteur vitesse
- le *lacet* (yaw) : rotation du satellite autour de l'axe passant par son centre de gravité et le centre de la terre
- et le *tangage* (pitch) : rotation autour de l'axe du satellite passant par son centre de gravité et perpendiculaire aux deux précédents.

### 4.2.1. Détermination de l'attitude

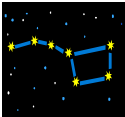
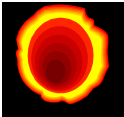

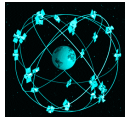



Systems							
	Star tracker	Sun sensors	Horizon ref sensor	G P S	Inertial measurement	Proximity sensors	Magnetometer
Attitude	✓	✓	✓		✓	✓	✓
Position	✓	✓	✓	✓		✓	✓
Precision range	1 arc sec - 1 arc min	0.005° - 3°	0.1° - 1°	cm - Dm	0.003°/h - 1 °/h (drift)	mm - cm	0.5° - 3°

Figure 4.2 : Comparaison entre les différentes techniques de détermination de l'attitude et de la position

Les solutions techniques permettant la détermination de l'attitude et/ou de la position sont les suivantes:

- La *prise de référence par rapport aux étoiles* [2]:  
Elle est très adaptée à des satellites ayant besoin d'un positionnement inertiel comme par exemple les télescopes spatiaux. Le système nécessite la comparaison entre une image acquise et une base de données. Ce système est peu applicable aux nanosatellites en LEO à cause de l'influence des frottements atmosphériques.
- La *détermination de la position du soleil* [32]:  
S'il faut orienter des panneaux solaires, ce système est vital. On peut utiliser des capteurs dédiés à cette tâche ou interpréter directement le courant fourni par les cellules solaires. Les mesures comportent alors une marge d'erreur bien supérieure.
- La *détermination de l'attitude par rapport à l'horizon terrestre* :  
Il s'agit de faire coïncider la projection de l'horizon terrestre sur une caméra via un réflecteur convexe. Le système est particulièrement bien adapté aux nanosatellites en LEO car il est simple, précis et miniaturisable. Il peut même permettre une interprétation de l'altitude. Cependant, seul le positionnement par rapport à la verticale terrestre est possible.
- Le *système GPS* [34][35]:  
Originellement destiné à la navigation terrestre, maritime et aérienne, il est

apparu que cette technologie était utilisable dans le cas des basses orbites. Le système original a besoin d'être adapté, mais son grand avantage réside dans la détermination de la position en latitude, en longitude et en altitude sans besoin d'informations complémentaires. En intégrant ces données, on détermine également l'amplitude et la direction de la vitesse instantanée.

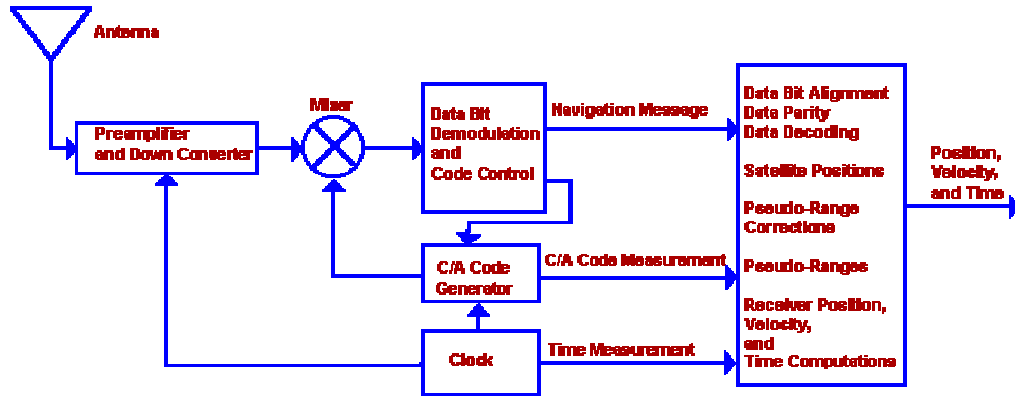


Figure 4.3 : Schéma bloc fonctionnel simplifié d'un récepteur GPS

On peut même l'utiliser pour connaître l'attitude en disposant plusieurs récepteurs sur le satellite. Il s'agit d'une option particulièrement bien adaptée pour un nanosatellite, même s'il faut rappeler que ce système n'est utilisable qu'en LEO, les satellites Navstar se trouvant à une altitude de 20000 km.

- La **mesure inertielle** :

En se référant à un gyroscope, il est possible de déterminer avec précision la variation de l'attitude. On doit pourtant étalonner périodiquement la mesure, car il se produit une dérive au cours du temps. Ce système n'est pas adapté aux nanosatellites, car l'entretien du mouvement d'un gyroscope perturbe passablement son attitude si le rapport des masses est faible. En effet, il faut se rappeler que si la taille d'un satellite diminue d'un facteur  $L$ , sa masse diminue d'un facteur  $L^3$ .

Des systèmes immobiles de mesure inertielle à l'état de microsystèmes sont en cours de développement et leur apparition sur le marché pourrait les rendre très attractifs pour les nanosatellites et les picosatellites de demain.

- La **détection de proximité**

Dans le cas des robots évoluant en apesanteur, l'utilisation de détecteurs de proximité ou l'interprétation des données d'une caméra stéréoscopique peut permettre d'évaluer la position du mobile par rapport à une référence locale. Ce type de détermination de la position n'a pas de réelle application aux nanosatellites à vocation plus traditionnelle.

- La **détermination de l'attitude par rapport au champs magnétique terrestre** :

L'utilisation de magnétomètres constitue une alternative lorsqu'il faut déterminer par exemple la variation de l'attitude dans une boucle de contre-réaction. La variation permanente, l'inhomogénéité et la mauvaise modélisation du champ magnétique terrestre rendent la détermination absolue de l'attitude difficile. Il faut de plus isoler les magnétomètres des sources de perturbations internes du nanosatellite.

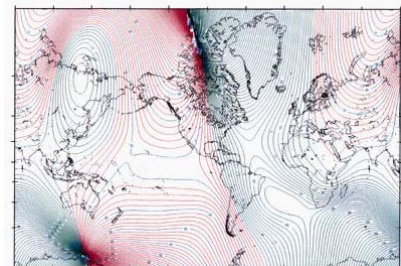


Figure 4.4 : Modélisation du champ magnétique terrestre

#### 4.2.2. Contrôle de l'attitude [8]



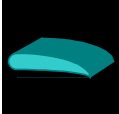




							
Attitude	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
Position			✓			✓	
Torque range [Nm]	$10^{-1} - 1$	...	$10^{-5} - 10^{-3}$	$10^{-6} - 10^{-3}$	$10^{-2} - 10^3$	$10^{-2} - 10$	$10^{-2} - 10^{-1}$

Figure 4.5 : Comparaison entre les différentes techniques de contrôle de l'attitude

La figure ci-dessus représente schématiquement les options de contrôle de l'attitude parmi les plus importantes. Pour une analyse formelle et détaillée de la dynamique de ces systèmes, il est conseillé de consulter l'excellent ouvrage [8].

Evaluons qualitativement ces différents techniques :

- L'utilisation d'un **volant d'inertie** :  
On provoque la modification de l'attitude en accélérant ou freinant un volant d'inertie, ce qui induit un couple entre ce dernier et le satellite. Si le principe est simple, la réalisation à l'échelle des nanosatellites peut être critique, car le système dépend de la durée de vie des paliers.
- La **conservation du moment cinétique** :  
En donnant une vitesse de rotation au satellite autour de son axe principal, on oppose le moment d'inertie du satellite aux perturbations éventuelles. Ce système n'est pas adapté aux nanosatellites, car leur inertie n'est pas suffisante pour assurer une réelle stabilisation.
- L'utilisation des **frottements atmosphériques** :  
En dessous de 500 km de hauteur, les frottements avec l'atmosphère résiduelle représentent l'influence majeure de l'environnement. Son exploitation est donc adaptée aux nanosatellites, même si elle ne permet qu'une orientation en fonction du vecteur vitesse, ce qui n'est pas toujours souhaité.
- L'exploitation du **gradient de gravité terrestre** :  
L'adjonction d'un simple mât à un satellite fournit un moyen de stabilisation simple et passif. En effet, l'extrémité du mât entraîné par le satellite subira une force centrifuge plus élevée s'il se trouve au dessus et une force gravifique plus forte s'il se trouve au dessous. Toutefois, ce système ne fournit pas une excellente résolution et provoque une précession autour de l'axe passant par le mât, qu'il faut ensuite amortir.
- L'utilisation de **l'effet gyroscopique** :  
En modifiant l'orientation d'un gyroscope, on récolte un fort couple, mais la grande consommation en énergie de ce système semble l'interdire aux nanosatellites.
- L'exploitation du **champ magnétique terrestre** :  
A l'aide d'une simple bobine on génère un dipôle magnétique qui tend à s'aligner dans le champ magnétique terrestre (important en LEO). Ce système à l'avantage de ne pas nécessiter de pièce mobile et est donc parfaitement adapté aux nanosatellites.

### 4.2.3. Propulsion

La propulsion est traitée à part des systèmes de contrôle de l'attitude, car elle représente aussi l'unique moyen pratique d'influer sur les paramètres de l'orbite d'un satellite.

On trouvera une comparaison systématique des systèmes de propulsion dans [2] et il n'est pas le propos ici de les passer tous en revue. Si l'on exclut toutes les propulsions nécessitant une interface trop complexe, il reste quelques options particulièrement bien adaptées aux nanosatellites :

- La **propulsion à gaz froid** [2]:  
L'énergie est assurée par la compression d'Azote, d'Ammoniac, de Fréon ou d'Hélium dans un réservoir et le contrôle de la propulsion s'effectue par une simple vanne. L'impulsion spécifique vaut entre 50 et 75 s, soit 6 à 7 fois moins qu'une propulsion chimique. En contrepartie, la poussée est assez faible (0.005 N pour les plus petits systèmes). La simplicité et le faible coût de cette propulsion sont compensés par le fait que le système est relativement massif. Il semble de plus difficilement intégrable dans une technologie compatible avec le silicium (problème d'étanchéité).
- La **propulsion à combustible solide** [37] :  
Avec une impulsion spécifique et une poussée qui rivalisent avec les propulsions chimiques, les cartouches de combustible solide possèdent l'avantage d'être interfaçable très facilement. Ce type de propulsion fournit une impulsion unique dont il est possible de contrôler la forme.

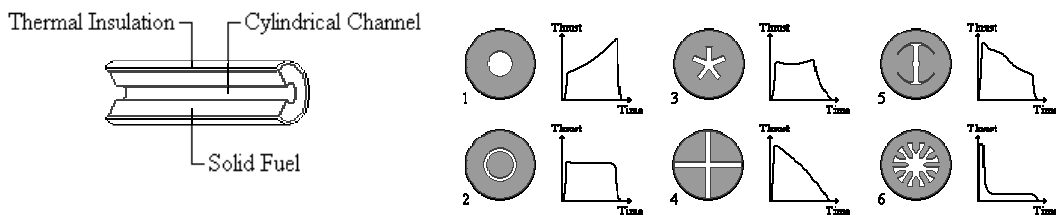


Figure 4.6 : Géométries de cartouches à combustible solide

Il existe en, développement, une version totalement intégrée de cette propulsion fournissant des impulsions digitales de  $10^{-4} \text{Ns}^{-1}$ . Il serait possible d'accumuler 1 million de micro-propulseurs sur un seul wafer. Le système souffre encore d'une reproductibilité moyenne mais est très prometteur pour un proche avenir.

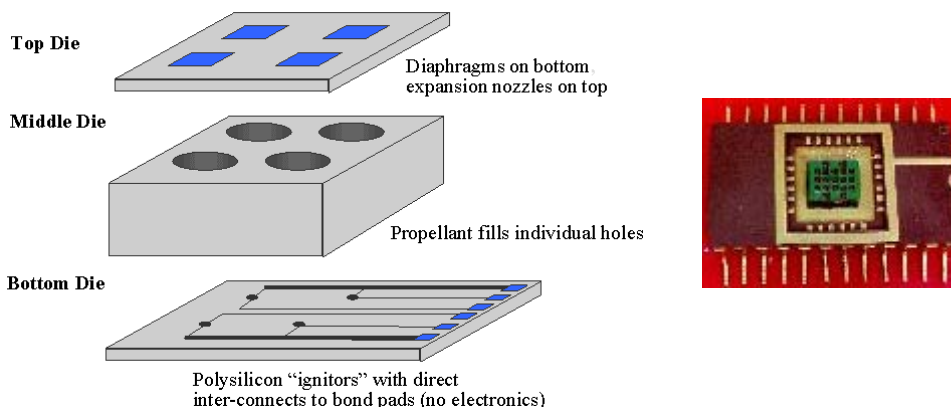


Figure 4.7 : Technologie et intégration de matrices de micro-propulseurs

- La **propulsion électro-thermique** [38][39] :  
 Dans ce type de propulsion, le combustible gazeux est échauffé localement par de l'énergie électrique et accéléré dans une tuyère. On distingue les arcjets où le gaz, s'écoulant du réservoir vers la tuyère, est chauffé par un arc électrique et les résistojets, où il est chauffé par une résistance. Ces montages macroscopiques sont assez lourds, mais il est théoriquement assez facile d'intégrer les résistojets dans une technologie silicium pour provoquer une détente de certains gaz.  
 Il faut noter que l'impulsion spécifique de ces systèmes est très élevée (entre 2 et 5 fois celle des impulsions chimiques).
- Les **propulsions électrostatiques** ou ioniques [39]:  
 Ces solutions sont très intéressantes, car elles offrent une impulsion spécifique immense, de l'ordre de 5 à 15 fois supérieure à une propulsion chimique. Le principe de base est illustré ci-contre : les atomes ou un colloïde sont d'abord ionisés puis accélérés hors du propulseur par une force électrostatique. Il faut ensuite neutraliser les ions sortants par des électrons émis par une cathode externe. Cette solution pose encore énormément de problèmes pratiques, mais à long terme, elle pourrait fournir une excellente solution intégrée pour des nanosatellites et des picosatellites.

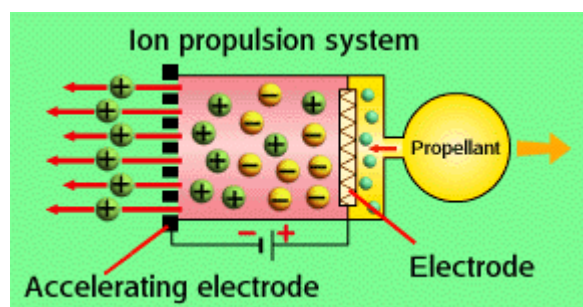


Figure 4.8 : Fonctionnement des propulsions ioniques

### 4.3. Lancement [2]

Bien que le système considéré soit le satellite (figure 3.1), il est important d'inclure le moyen de lancement en tant que sous-système à part entière. Ceci pour deux raisons : d'une part, il influence énormément la conception du satellite, et d'autre part, c'est lui qui fournit la plus grande partie de l'énergie (cinétique) au travers de la mise sur orbite.

Dans le cas des nanosatellites, un des modes de mise sur orbite courant est le parasitage du lancement de satellites plus gros : le lancement en "piggy-back"[6]. Il s'agit de profiter de l'espace libre restant dans le lanceur pour abaisser fortement le coût de l'opération. Le plus dur étant de trouver un hôte compatible qui veuille bien accepter le parasitage. Naturellement, plus la masse et le volume du nanosatellite sont faibles plus les opportunités sont nombreuses. Il semble que ce type de pratique soit de mieux en mieux accepté, ce qui représente souvent le seul mode d'accès à l'espace pour des réalisations académiques. On évalue généralement le coût d'un tel lancement à 10 k\$/kg sans compter les frais éventuels d'adaptation.

Une autre solution, est de profiter du fret de la navette spatiale, dont l'orbite opérationnelle est en LEO. Le prix au kilogramme revient ainsi à moins de 9k\$.

Vu ces faibles coûts, aucune autre option n'est envisagée ici. Il y a pourtant fort à parier qu'avec l'augmentation du nombre des nanosatellites, de nouveaux systèmes de lancement mieux adaptés à ces faibles cargaisons, voient le jour.

#### 4.4. Energie [38]

Un autre sous-système important est celui de la génération et du stockage de l'énergie. Il faut en effet minimiser la masse embarquée sans mettre en péril l'autonomie du satellite; rappelons qu'un satellite en orbite se retrouve forcément éclipsé par la terre lors d'une partie de sa révolution.

Cette éclipse dure au minimum 35 minutes dans le cas d'une orbite terrestre circulaire. Naturellement, pour une orbite plus elliptique, la durée de l'éclipse peut être plus longue. En ce qui concerne les orbites en LEO, elle représente environ 40 % de la période orbitale. Cela constitue encore une limitation importante à l'expansion des nanosatellites. Les solutions envisageables sont par exemple la mise en veille lors de l'éclipse ou le fonctionnement alterné des sous-systèmes.

La seule option de génération énergétique à l'échelle d'un nanosatellite réside dans l'exploitation de l'énergie solaire. Or, le flux solaire vaut  $1350 \text{ Wm}^{-2}$  en orbite. Dans le meilleur des cas, il est perpendiculaire aux cellules solaire, et la puissance maximale générée par une surface de  $100 \text{ cm}^2$  vaut alors :

- 1,9 W pour des cellules en silicium (14 % de rendement)
- 2,4 W pour des cellules en Gallium d'Arsenium (18 % de rendement)

Il faudra donc surveiller de près l'évolution prochaine du rendement des batteries et des cellules solaires.

#### 4.5. Communications

Le dimensionnement du sous-système de communication dépend très étroitement du fret embarqué et des besoins de la mission. Nous n'allons donc pas nous lancer dans une théorie générale que l'on pourra trouver dans [40] ou de manière plus succincte dans [2].

Il est par contre utile d'attirer l'attention sur de nouvelles options qui pourraient modifier fondamentalement la manière de communiquer des satellites avec leur station au sol. Il s'agit de l'utilisation des constellations de satellites destinées à la transmission de données à haut débit, comme vecteur des communications du nanosatellite.

On trouve plusieurs candidats potentiels dont :

- le réseau *Iridium* [42] de télécommunication qui se situe en LEO (à 780 km d'altitude) qui propose le service de relais de communication mobile.  
Le principal avantage réside dans la faible puissance nécessaire pour communiquer avec ces satellites, mais le revers de la médaille est que la différence d'altitude avec un nanosatellite en orbite à 400 km d'altitude ne sera peut être pas suffisante pour assurer une communication ininterrompue.
- le réseau *GlobalStar* [43] possédera 48 satellites à une altitude de 1414 km. Si le problème de l'altitude semble résolu, le désavantage de cette solution réside dans la faible bande passante que le système procure.
- et bientôt le réseau *Teledesic* [41] se composera de 288 satellites opérationnels, divisés en 12 plans (vers 1400 km) ayant chacun 24 satellites. Il s'agit d'un véritable réseau de satellites, les données transitant par plusieurs satellites avant de redescendre sur terre. La bande passante pourrait aller jusqu'à 64 Mbit/s sur la liaison descendante et jusqu'à 2 Mbit/s sur la liaison montante.



Les avantages de cette dernière solution sont indéniables sur les communications entre le nanosatellite et la station au sol :

- Possibilité de communication à haut débit
- Faible puissance nécessaire (pas d'atmosphère à traverser)
- Possibilité d'accès quasi permanente.

Si l'on considère la façon dont l'adaptation de la navigation GPS aux satellites a été réalisée, il y a fort à parier que des solutions adaptant ces nouveaux protocoles verront rapidement le jour et que la communication en temps réel avec des satellites est pour très bientôt.

#### 4.6. Autres sous-systèmes

Les autres sous-systèmes ne sont pas aussi critiques que les précédents dans le cas des nanosatellites en LEO. Leur dimensionnement est, par ailleurs, largement évoqué dans [2] :

- Contrôle thermique
- Structure
- Station au sol
- Commande
- Fret

#### 4.7. Réflexion sur le « tout silicium »

Depuis quelques années, un concept très ambitieux est proposé par *Aerospace Corporation* [38]: *Nanosat*.

Malgré son nom, il s'agit d'un picosatellite dont la mission est l'observation dans les longueurs d'onde de l'infrarouge. Le concept repose sur la réalisation entière du satellite dans les technologies des microsystèmes.

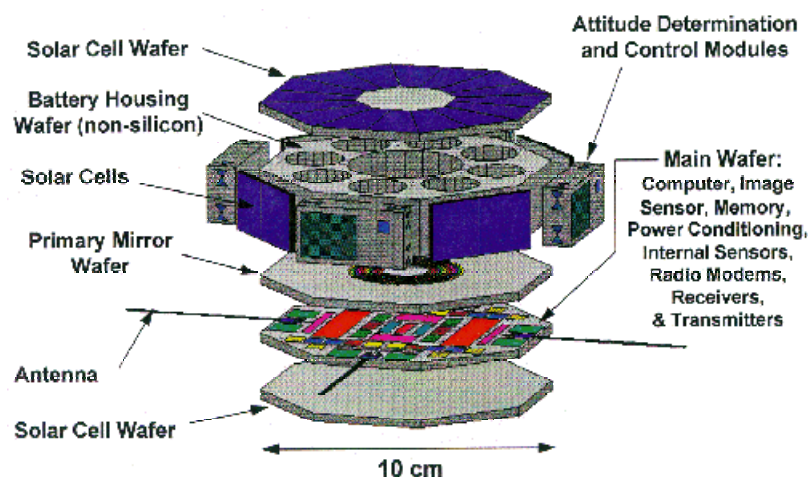


Figure 4.9 : Le concept Nanosat

Les propriétés du silicium sont exploitées pour tous les sous systèmes : peut servir à la structure, à la protection des rayonnements, à l'évacuation de la chaleur, à l'optique (également en transmission), et naturellement comme substrat semi-conducteur.

Il préfigure sans doute ce que seront les satellites de demain.

## 5. ETUDE DES APPLICATIONS POTENTIELLES

Afin de déterminer les applications potentielles des nanosatellites, nous passerons tout d'abord en revue les applications les plus significatives des missions réalisées ou en phase de développement. Nous évaluerons ensuite quelques nouveaux concepts proposés dans le cadre de ce travail.

### 5.1. Applications opérationnelles

Par applications opérationnelles, il faut entendre ici, des missions ayant été réalisées, même si les satellites en question ne sont plus en orbite ou tout simplement plus fonctionnels à l'heure actuelle.

Un grand nombre de nanosatellites ont été envoyés dès le début de la conquête spatiale. Pourtant, dès les années soixante, la grande majorité d'entre eux ne furent que des objets passifs servant à la calibration des radars. On peut le constater dans le Tableau 5.1 [13] relatant les lancements de nanosatellites originaires des Etats-Unis.

Spacecraft Name	Intl. Des	Launch Date	Mission	Organization	Orbit	Mass (kg)
Vanguard 1	1958-[Beta]2	3/17/58	Research	U.S. Navy	MEO	1
Comments: Transmitted pear-shaped earth data						
Explorer 3	1958-[Gamma]1	3/26/58	Research	U.S. Army	LEO	5
Comments: Radiation, micrometeoroid data						
Pioneer 3	1958-[Theta]1	12/6/58	Lunar	NASA	HEO	6
Comments: Failed to reach moon; provided radiation data						
Explorer 4	1958-[Epsilon]1	7/26/58	Research	DARPA	LEO	8
Comments: Mapped project Argus radiation						
Vanguard 2	1959-[Alpha]1	2/17/59	Research	NASA	MEO	10
Comments: Operated for 18 days; satellite wobble degraded data						
Explorer 9	1961-[Delta]1	2/16/61	Research	U.S. Air Force	LEO	7
Comments: 12 foot dia. balloon; atmospheric density studies						
Oscar 1	1961-A[Kappa]2	12/12/61	Amat. Radio	U.S. Air Force	LEO	5
Comments: transmitted for 18 days; 1st amateur radio satellite						
Oscar 2	1962-[Chi]2	6/2/62	Amat. Radio	U.S. Air Force	LEO	10
Comments: Transmitted 18 days						
	1962-B[Epsilon]1	10/9/62	Surveillance	U.S. Air Force	LEO	?
Comments: KH-5; film capsule recovered 4.1 days later						
	1962-B[Tau]3	12/13/62	Military	U.S. Air Force, Navy	LEO	3
Surcal 1C	1963-021F	6/15/63	Technology	U.S. Air Force, Navy	LEO	3
Comments: Surveillance Calibration						
	1963-030D	7/18/63	Military	U.S. Air Force	MEO	1
ERS 9	1963-030B	7/18/63	Technology	U.S. Air Force	MEO	2
Comments: Radiation damage data						
ERS 5	1963-014B	5/9/63	Technology	U.S. Air Force	MEO	1
Comments: Solar cells damage data						
ERS 6	1963-014C	5/9/63	Technology	U.S. Air Force	MEO	1
Comments: Solar cells damage data						
ERS 12	1963-039B	10/17/63	Military	U.S. Air Force	HEO	2
Explorer 19	1963-053A	12/19/63	Research	NASA	LEO	7
Comments: 12 foot dia. balloon; identical to Explorer 9; atmospheric density studies						
	1964-063C	10/6/64	Military	U.S. Air Force, Navy	LEO	1
	1964-063 <sup>E</sup>	10/6/64	Military	U.S. Air Force, Navy	LEO	10
Explorer 24	1964-076A	11/21/64	Research	NASA	LEO	9
Comments: 12 foot dia. balloon; atmospheric density studies						
ERS 17	1965-058C	7/20/65	Research	U.S. Air Force	HEO	5
Comments: Radiation data						
Surcal	1965-065C	8/13/65	Technology	U.S. Navy	LEO	4
Comments: Surveillance Calibration; dodecahedron; extended 12 25 ft. antennas						
Surcal	1965-065 <sup>E</sup>	8/13/65	Technology	U.S. Navy	LEO	9
Comments: Surveillance Calibration; black 14 inch dia. sphere						
Surcal	1965-065H	8/13/65	Technology	U.S. Navy	LEO	2
Comments: Surveillance Calibration; white 14 inch dia. sphere						



GGSE 2	1965-016B	3/9/65	Technology	U.S.A.F., Navy, Army	LEO	4
Comments: Gravity gradient stabilization tests						
GGSE 3	1965-016C	3/9/65	Technology	U.S.A.F., Navy, Army	LEO	4
Comments: Gravity gradient stabilization tests						
Surcal	1965-016G	3/9/65	Technology	U.S.A.F., Navy, Army	LEO	5
Comments: Surveillance Calibration						
Dodecahedron	1965-016H	3/9/65	Technology	U.S.A.F., Navy, Army	LEO	4
Comments: Surveillance calibration						
	1966-012B	2/15/66	Military	U.S. Air Force	LEO	9
	1966-012C	2/15/66	Military	U.S. Air Force	LEO	4
OV1 8	1966-063A	7/14/66	Technology	U.S. Air Force	LEO	10
ERS 15	1966-077C	8/19/66	Technology	U.S. Air Force, Army	MEO	5
Comments: Cold welding experiments						
Surcal	1967-053B	5/31/67	Technology	U.S. Air Force, Navy	LEO	2
Comments: Surveillance Calibration; 20 inch dia. calibration sphere						
GGSE 4	1967-053C	5/31/67	Technology	U.S. Air Force, Navy	LEO	4
Comments: Gravity gradient stabilization tests						
GGSE 5	1967-053D	5/31/67	Technology	U.S. Air Force, Navy	LEO	4
Timation 1	1967-053E	5/31/67	Technology	U.S. Air Force, Navy	LEO	4
Comments: Navigation experiments						
Surcal	1967-053J	5/31/67	Technology	U.S. Air Force, Navy	LEO	2
Comments: Surveillance Calibration; 16 inch dia. calibration sphere						
Explorer 39	1968-066A	8/8/68	Research	NASA	LEO	9
Comments: Air Density Explorer; atmospheric density and temperature data						
OV5 2	1968-081B	9/26/68	Research	U.S. Air Force	HEO	10
Comments: Particle radiation data						
Calsphere 3	1971-012C	2/17/71	Technology	U.S. Air Force	LEO	1
Comments: Radar calibration sphere						
Calsphere 4	1971-012D	2/17/71	Technology	U.S. Air Force	LEO	1
Calsphere 5	1971-012 <sup>E</sup>	2/17/71	Technology	U.S. Air Force	LEO	1
Balloon (Mylar)	1971-067F	8/7/71	Technology	U.S. Air Force	LEO	1
Grid Sphere 2	1971-067G	8/7/71	Technology	U.S. Air Force	LEO	4
Grid Sphere 1	1971-067H	8/7/71	Technology	U.S. Air Force	LEO	6
Rigid Sphere1	1971-067P	8/7/71	Technology	U.S. Air Force	LEO	2
ODERACS 1A	1994-006B	2/3/94	Technology		LEO	4
Comments: Orbital Debris Radar Calibration Sphere; deployed from the shuttle						
ODERACS 1B	1994-006C	2/3/94	Technology		LEO	4
ODERACS 1C	1994-006D	2/3/94	Technology		LEO	1
ODERACS 1D	1994-006 <sup>E</sup>	2/3/94	Technology		LEO	1
ODERACS 1 <sup>F</sup>	1994-006F	2/3/94	Technology		LEO	5
ODERACS 1F	1994-006G	2/3/94	Technology		LEO	5
ODERACS 2F		2/3/95	Technology		LEO	-0
ODERACS 2A	1995-004C	2/3/95	Technology		LEO	5
ODERACS 2B	1995-004D	2/3/95	Technology		LEO	4
ODERACS 2C	1995-004 <sup>F</sup>	2/3/95	Technology		LEO	1
ODERACS 2D	1995-004F	2/3/95	Technology		LEO	-0
ODERACS 2 <sup>E</sup>	1995-004G	2/3/95	Technology		LEO	-0

Tableau 5.1 : Liste des objets de moins de 10kg satellisés par les USA

Dans ce contexte, on remarquera aussi l'importance que prend la détection des débris spatiaux dans les années 90, question qui a fait l'objet du chapitre 3.3.

Pour les autres nanosatellites, il s'agit de bancs de test technologique (pour la stabilisation par gradient de gravité, par exemple), d'outils d'espionnage avec la prise des premières photographies par satellite ou des premières applications de télécommunication, avec en particulier les relais radioamateur.

Les quelques missions fonctionnelles réalisées avec des nanosatellites ont petit à petit migré vers des satellites de taille plus imposante, dès que la maîtrise des lancement s'est accrue et a permis la concentration de plusieurs fonctions sur un même vecteur.

C'est une tendance inverse qui se dessine aujourd'hui, car les progrès réalisés dans les domaines de la microélectronique et des microsystèmes rendent beaucoup d'applications, traditionnellement réalisées par de gros satellites, accessibles aux nanosatellites. Les progrès les plus significatifs concernent certainement l'optique et les capteurs, mais des propositions très prometteuses d'intégration de la propulsion apparaissent et ouvrent aussi de nouveaux horizons. Il ne reste plus guère que les applications géostationnaires pour justifier encore de l'intégration maximum de fonctionnalités sur un satellite.

Récemment, deux alternatives originales de lancement ont été utilisées.

Le 3 Novembre 1997, une réplique commémorative du Sputnik [15] fut mise en orbite (383x391 km inclinée à 51.6 degrés) depuis la station MIR lors d'une sortie spatiale. Réduit à l'échelle 1/3 et d'une masse de 3 kg, ce nanosatellite fut construit par des étudiants russes et français sous le patronage de l'Aéro-club de France et de la Fédération Aéronautique Russe.



Figure 5.1: le Sputnik

Dépourvu de système de contrôle de l'attitude, sa seule fonction (comme l'original représenté ci-contre) fut de transmettre un bip-bip dont la fréquence était proportionnelle à la température intérieure. Il n'est plus fonctionnel depuis le 29 Décembre 1997 et s'est complètement détruit depuis peu.

Un couple de nanosatellites TUBSAT-N (8,5 kg) et TUBSAT-N1 (3 kg) conçus à l'Université Technique de Berlin [14], furent lancés le 7 Juillet 1998 depuis un sous-marin nucléaire au moyen d'un missile militaire SS-23 modifié pour la circonstance. Le coût du lancement se serait monté à 100'000 US\$ [SSHP] pour atteindre une orbite de 400x776km inclinée à 78.9 degrés.

La commande d'attitude du nanosatellite principal se compose de deux actionneurs magnétiques, d'un magnétomètre, d'un volant d'inertie et d'un capteur d'étoile. L'alimentation est assurée par des batteries au NiCd de 5 Ah chargées par deux panneaux solaires (6x4 cm<sup>2</sup>). La mission de ces nanosatellites est le repérage par "store & forward" de données provenant de mammifères, de voiture volées ou de bouées équipées d'émetteur adéquat.

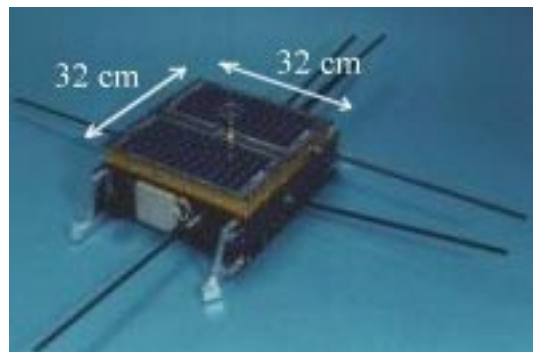


Figure 5.2: Dimensions du TubSat-N

Comme évoqué dans l'introduction, nous ne nous limiterons pas ici aux seuls satellites traditionnels. En effet certaines applications de « robot mobile en microgravité<sup>5</sup> » seront incluses dans cette étude, même si leur masse est sensiblement supérieure à 10 kg.

<sup>5</sup> « FreeFlyers » en Anglais. Il est difficile de trouver un traduction satisfaisante.

A notre connaissance, il n'existe que deux applications de robots autonomes opérationnelles à l'heure actuelle. Dans les deux cas, il s'agit de caméra autonomes téléopérées.

La première est issue de la NASA où il existe programme visant à «développer intégrer et démontrer la science et la technologie de la télémanipulation de telle sorte que dans les années 2004, 50% des opération en sorties extra véhiculaire (EVA) puissent être menées par robotique téléopérée.»<sup>6</sup>[16]. Il s'agit du module AERCam Sprint qui effectua une mission lors du vol STS-87 (1997).

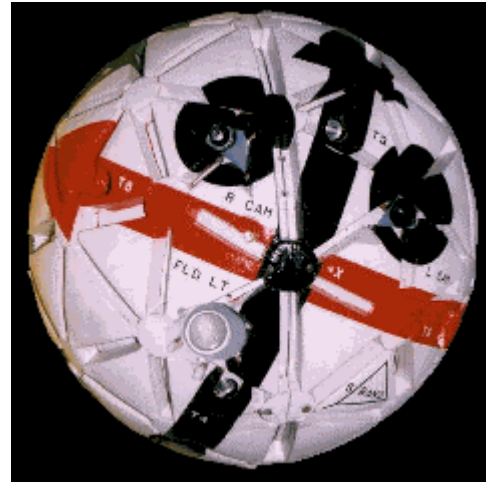


Figure 5.3: Free-Flyer AERCam Sprint.

Constitué d'une sphère de 35 cm de diamètre d'une masse de 13 kg et équipé de deux caméras permettant une vision stéréoscopique, le robot est peu autonome. En effet, les propulseurs à l'azote sont directement commandés depuis une console située dans la navette spatiale. C'est donc un opérateur qui réalise manuellement l'asservissement en position.



Figure 5.4: X-MIR

La seconde réalisation est loin d'appartenir à la classe des nanosatellites, puisqu'il s'agit du satellite X-Mir Inspector dont la masse avoisine les 250 kg. Construit par la DASA [17] et mis en orbite en 1997 par le vaisseau russe Progress au voisinage de la station MIR, il exécuta une mission ayant pour but la vérification d'un système de navigation vidéo haute résolution et la démonstration du concept de l'inspection visuelle.

Ce minisatellite est le premier d'une famille en cours de développement et destinée, dans les années 2003, à proposer des services de maintenance et de réparation sur la station spatiale ISS ou éventuellement sur d'autres satellites.

## 5.2. Applications en développement

Si le nombre de projet de nanosatellites ne cesse de croître, beaucoup sont encore à l'état de concept. Il existe pourtant quelques réalisations assez avancées comme Bitsy, Munin ou ASUSAT.

ASUSAT-1 est un nanosatellite de 5 kg destiné à fournir de l'imagerie terrestre, à servir de relais radio amateur et à servir de validation conceptuelle de plusieurs sous-systèmes. Le projet est issu du monde académique [18] (Arizona State University), où il a été conçu et construit par des étudiants. L'orbite dépendra des opportunités de lancement, mais se situera en LEO et sera héliosynchrone.

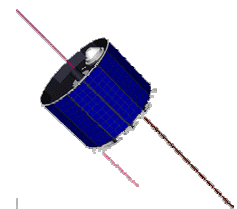


Figure 5.5 : ASUSAT-1

Un lancement, qui devait avoir lieu en 1998, semble avoir été reporté au milieu de l'année 1999. Le système d'AOC est basé sur l'utilisation du gradient de gravité et d'un récepteur GPS. On peut noter aussi la présence de capteurs directionnels solaires et terrestres, ainsi que d'un amortisseur à fluide.

<sup>6</sup> Ce programme a donné lieu au fameux robot Sojourner

Egalement issu du giron académique (Swedish Institute of Space Physics), le nanosatellite Munin [19] possède une masse de 5,5 kg et devrait être satellisé sur une orbite circulaire polaire de 1000 km d'altitude en octobre 1999 [SSHP]. Sa mission est la collection de données sur l'activité aurorale des deux pôles.

Les informations disponibles sur ce projet sont assez lacunaires mais le système d'AOC semble principalement basé sur l'utilisation passive du champ magnétique terrestre.

Il peut être intéressant de noter que la détermination de l'attitude au moyen d'un récepteur GPS n'a visiblement pas été retenue, principalement pour des raisons de coûts et de flexibilité. [35]

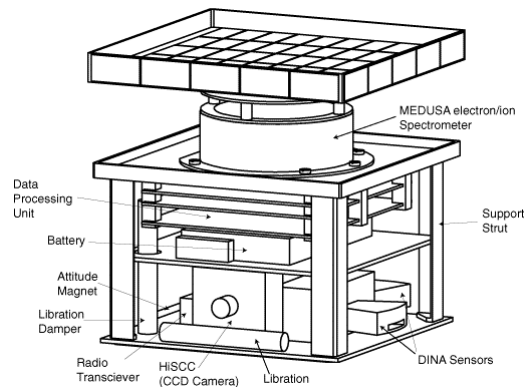


Figure 5.6: Schéma du nanosatellite MUNIN

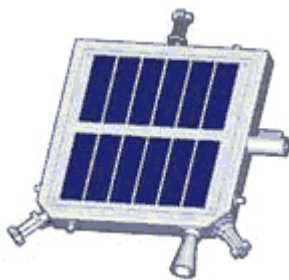


Figure 5.7: Nanosatellite BITSY

Bitsy, réalisé par AeroAstro pour le compte de L'U.S. Air Force, est un concept avancé de nanosatellite [22]. Il est annoncé par le constructeur comme étant fonctionnel, mais il ne semble, ni avoir été construit, ni mis sur orbite. Le système de contrôle de l'attitude est basé sur des volants d'inertie ou l'éjection de gaz froid. Ses points forts seraient sa grande modularité et naturellement sa faible masse lui permettant de profiter d'opportunités de lancement à faible coût (lancement en piggy-back).

Développé par l'Université de Surrey pour le compte de SSTL (Surrey Satellite Technologie Ltd), SNAP-1 [23] a été construit pour être lancé le 12 Avril 1999 avec le minisatellite UOSAT-12 dont il se séparera et deviendra un nanosatellite d'inspection de 2 kg.

Il servira également de banc de test pour un système GPS de détermination de l'attitude, pour une caméra CCD et pour des processeurs RISC. Il s'agit aussi de démontrer la faisabilité d'un bus modulaire et normalisé pour des nanosatellites.

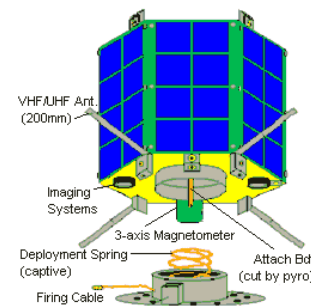


Figure 5.8: Déploiement du SNAP-1

L'Université d'Anahuac au Mexique est dans la phase de conception d'un nanosatellite, l'ANISAT. Ce travail est réalisé par des étudiants, mais il n'y a encore aucune information disponible pour l'instant.

Les deux réalisations académiques SAPPHERE (18,5 kg) et OPAL (13,5 kg) du SSDL de l'université de Stanford [20][21], ne sont pas à proprement parler des nanosatellites, mais ils sont tout de même extrêmement intéressants. Il s'agit en effet d'une des expériences les plus poussées de développement par des étudiants et la réflexion engagée sur la production de satellites en milieu académique est très aboutie. Une masse supérieure à 10 kg représente toutefois un lourd handicap pour trouver une opportunité de lancement à un coût acceptable.

Les projets en cours de développement dans le cadre des robots en apesanteur ne sont pas très nombreux. En effet le marché n'est pas très ouvert cependant, avec l'habitation permanente de la station spatiale ISS, il émerge un intérêt pour la robotisation de tâches comme l'inspection et la manipulation.

Nous avons déjà évoqué la caméra AERCam Sprint. Le concept va être développé et deux générations successive (AERCam II et AERCam III) sont d'ores et déjà prévues. La seconde doit gagner en autonomie en permettant un pilotage par assignation de coordonnées, ce qui implique la génération de trajectoires, la détection et l'évitement d'obstacles. Elle devra aussi permettre l'automatisation de certaines tâches d'inspection ou la poursuite autonome des activités d'un astronaute en Activité Extra-Véhiculaire. L'intelligence de ce modèle sera encore située dans la navette ou la station spatiale et ce n'est que dans la troisième génération qu'elle sera intégralement transférée dans le mobile, le rendant quasiment entièrement indépendant.

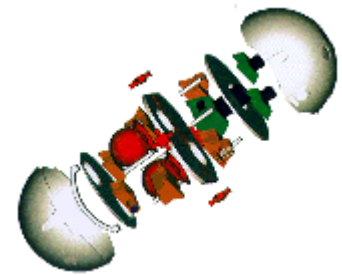


Figure 5.9 : Concept MICROS

Un concept extrêmement similaire a été présenté récemment [24]. Celui-ci réalisé pour le compte de l'ESA et nommé MICROS, est plus particulièrement destiné à la station spatiale ISS mais ne semble apporter aucune fonctionnalité supplémentaire à celles du programme AERCam, exception faite d'une caméra infrarouge additionnelle.

Les seuls concepts avancés de manipulateur autonome semblent être le Ranger TFX<sup>7</sup> de la NASA [16], l'Inspector MK II de la DASA [17] et l'Experimental Servicing Satellite [25] de l'ESA mais ils appartiennent tous, au minimum, à la classe des minisatellites. Il n'existe pas à notre connaissance de concept dont la masse soit inférieure à 100 kg

Afin de synthétiser les résultats de cette étude, les nanosatellites évoqués au chapitre 5.1 et 5.2 sont classés par domaine d'application dans le tableau ci-dessous :

Mission	nanosatellites	status *	reference
Communication	ASUSAT-I	2-3	[18]
	Bitsy	2-3	[22]
	TUBSAT-N	4, SO	[14]
Earth observation	ASUSAT-I	2-3	[18]
	Munin	2-3	[19]
Education	ASUSAT-I	2-3	[18]
	Sputnik-II	4	[15]
In situ measurements	Bitsy	2-3	[22]
	Explorer 39	4	[13]
	Munin	2-3	[19]
Inspection	AERCAM I	4, SO	[16]
	AERCAM II	2	[16]
	AERCAM III	1	[16]
	MICROS	1	[24]
	SNAP-I	3	[23]
Technology testbed	ASUSAT-I	2-3	[18]
	Bitsy	2-3	[22]
	TUBSAT-N	4, SO	[14]
	SNAP-I	3	[23]

\* Status Legend : 1=concepted, 2=still building, 3= Ready to launch, 4=launched, SO= still operational

Tableau 5.2 : Récapitulatif des réalisations et des concepts de nanosatellites

### 5.3. Proposition de nouvelles applications

Le propos de ce chapitre est de trouver de nouvelles applications potentielles, particulièrement adaptées aux nanosatellites. L'approche utilisée est la suivante:

<sup>7</sup> Le Ranger TFX a perdu son autonomie et est devenu le Ranger TSX, manipulateur rattaché à la navette spatiale. Il est à noter qu'un modèle grandeur nature du TFX pour la simulation en piscine a été réalisé et utilisé.

- 1) Déterminer les éléments caractérisant un satellite.
- 2) Générer une taxinomie la plus complète possible des applications en fonction des opérations exploitant les propriétés du point 1).
- 3) Identifier les applications qui n'ont pas été réalisées et les évaluer dans le contexte général des satellites.
- 4) L'évaluation systématique de la faisabilité de l'ensemble des applications à l'échelle des nanosatellites ne se fera, qu'au chapitre suivant.

Commençons donc par énoncer les caractéristiques principales d'une orbite terrestre:

- microgravité
- trajectoire elliptique
- position hors de l'atmosphère
- révolution autour de la terre d'une période minimale d'environ 90 min. (à titre de comparaison celle de la lune est de 27 jours)
- période d'éclipse terrestre minimum de 37 minutes
- possibilité d'orbite géosynchrone (géostationnaire)
- altitude minimale de 160 km
- énergie à disposition (solaire et champ magnétique terrestre variable<sup>8</sup>)

Une application d'un satellite réside donc dans l'exploitation des caractéristiques conférées par l'état orbital. Cette classification est établie dans ce rapport sur la base de la nature de la mission : la manipulation de données (ou plus généralement d'énergie) et la manipulation de matière. Or parfois, ce n'est pas la mission en elle-même qui est importante, mais l'existence ou la mise au point de cette mission : c'est la raison d'être de la catégorie « Essence ». Cette hiérarchisation peut être naturellement sujette à discussion, mais, plus que le résultat, c'est le processus de son développement qui est intéressant, en permettant de déterminer un maximum d'applications potentielles de manière systématique.

De catégories en sous-catégories, on arrive aux applications qui forment les terminaisons de cet arbre. Par éthique, aucune application militaire n'y est mentionnée, mais comme toujours dans ce domaine, il n'est pas besoin de beaucoup d'imagination pour les concevoir.

Dans le graphe figure 5.10, les applications traditionnelles (en phase d'exploitation) des satellites sont représentées en noir alors que les applications novatrices (en phase de développement ou d'essai) le sont en bleu, les nouveaux concepts le sont en rouge.

---

<sup>8</sup> Un satellite en LEO se déplace à une vitesse de 7,5 km/s.



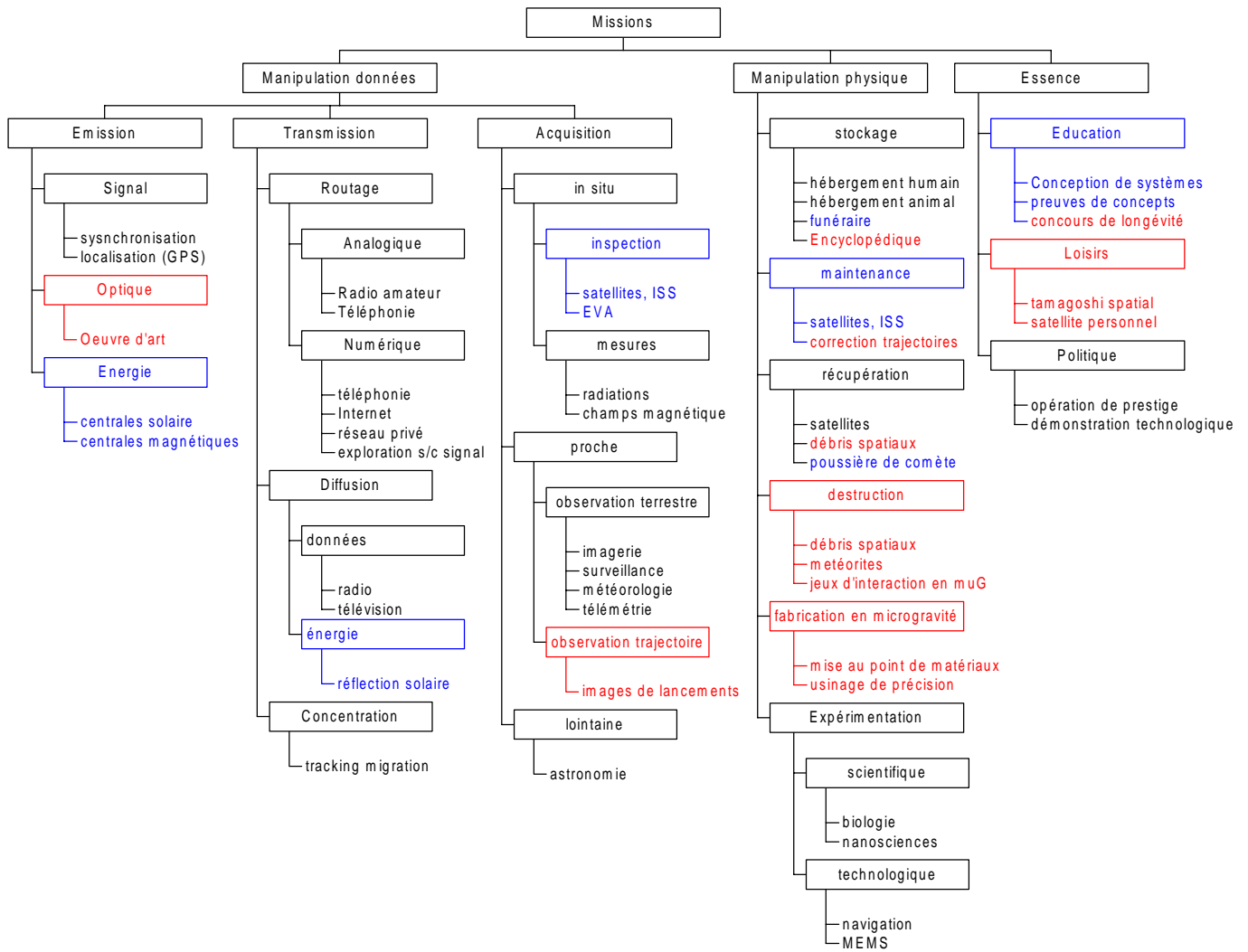


Figure 5.10 : Taxinomie des applications en orbite terrestre

La plupart des applications traditionnelles sont bien connues, particulièrement dans le domaine des télécommunications et de l'observation terrestre. Par contre, dans le cas des applications en phase de développement, une description des projets concernés n'est pas inutile.

Nous ne reparlerons pas des applications par essence éducatives ni des applications d'inspection et de maintenance, deux thèmes déjà abordés au chapitre précédent.

Dans le cadre de la production énergétique, l'exploitation en orbite de l'énergie solaire est une chose courante lorsque la consommation est locale mais le transport de l'énergie pose naturellement des problèmes. Le transport d'énergie électrique sous la forme de batterie vers le sol n'est énergétiquement pas intéressant et le transport massif d'énergie sans support matériel (laser ou micro-ondes) n'en est encore qu'à ses balbutiements. Quant à l'exploitation du champ magnétique terrestre, les missions STS-46 et STS-75, destinées à prouver sa faisabilité [60], ont jusqu'à maintenant échoués pour des raisons techniques mineures [57]. Une application controversée, la réflexion de lumière d'origine solaire vers des zones sombres du globe terrestre a fait récemment (le 4 février 1999) l'objet d'une mission russe mais le déploiement de la surface réflectrice a échoué [29].

Deux autres applications diamétralement opposées font pourtant partie de la même catégorie. La première, à but scientifique, est le prélèvement de poussières provenant de comètes (lancement effectué le 7 février 1999). A notre connaissance, il s'agit du premier prélèvement orbital volontaire d'objets célestes. La seconde, à vocation commerciale, est le stockage funéraire de d'échantillons de cendres ou d'ADN humain. Aussi surprenant que cela puisse paraître, un marché semble exister qui a donné lieu à un premier lancement en avril 1997 [30].

Les nouvelles applications proposées dans la taxinomie sont quasiment toutes issues d'un brainstorming effectué avec la participation des collaborateurs de l'ASL. Parmi elles, on peut citer les œuvres d'art célestes réalisées par show laser depuis le satellite (ce qui semble énergétiquement très exigeant) ou la retransmission télévisée, depuis un satellite, de la trajectoire supérieure d'une navette ou d'une fusée.

L'exploitation de la microgravité pour la fabrication ou la mise en forme de matériaux a aussi été proposée, bien qu'aucune solution économique concernant l'acheminement de la matière n'ait été trouvée.

Le stockage encyclopédique en orbite répond quant à lui, à un soucis de perpétuation de la connaissance au delà d'une catastrophe planétaire.

Plusieurs applications concernant la destruction d'objets ont été proposées : celle de météorites, de débris spatiaux ou de satellites entre eux dans un but ludique. A nouveau, la principale difficulté semble résider dans les énergies nécessaires, sans parler de la production des débris spatiaux résultants, bien qu'il ait été proposé de réaliser des récupérateurs actifs de ces déchets.

Une autre proposition vise à exploiter l'émergence de plus en plus marquée du gadget technologique au travers d'un satellite individuel, affecté à un seul utilisateur. La mission peut être utilitaire (télécom par exemple) ou ludique, à l'exemple d'un satellite tamagoshi<sup>9</sup>.

## 5.4. Catalogue d'applications et évaluation

Dans ce chapitre, nous allons passer en revue toutes les catégories d'applications du chapitre précédant et évaluer leur faisabilité à l'échelle des nanosatellites en termes technologiques et à court terme (5 ans).

C'est ce que se propose ce catalogue en se basant sur l'échelle suivante :

- Prouvée : note maximum de faisabilité, cette évaluation correspond à une réalisation de nanosatellite opérationnel ou ayant été opérationnel.
- Très bonne : pas encore opérationnelle, l'application est soit sur le point d'être réalisée soit en développement.
- Bonne : réalisable avec la technologie actuelle ou en passe d'aboutir.
- Faible : réalisable avec une technologie encore en développement
- Très faible : caractère utopique ou difficulté technologique majeure
- Nulle : la réalisation du concept va à l'encontre de principes physiques

A noter encore que les catégories mentionnées aux pages suivantes sont celles de la figure 5.10 en partant de gauche à droite et de haut en bas.

---

<sup>9</sup> animal de compagnie virtuel résidant dans un jeu électronique de petite taille.



Catégorie	Arguments (✗ négatif , ✓ positif)	Portabilité	réf.. évt.
• Emission d'un signal de synchronisation ou de localisation	✓ système simple ✗ miniaturisation de l'antenne ✗ peu adapté au LEO (vitesse trop élevée)	Bonne	
• Production d'une animation optique	✓ optique intégrée ✗ puissance consommée	Très faible	
• Production énergétique	✗ miniaturisation du stockage ✗ Nécessité d'une taille importante (exposition solaire ou exploitation champ magnétique)	Nulle	
• Routage de données (1→1)	✓ système très simple ✗ nécessite une constellation de nanosatellite pour assurer couverture en temps réel en LEO	Bonne	
• Diffusion de données (1→>1)	✓ système très simple ✗ miniaturisation au détriment de la puissance de l'émission ✗ nécessite une constellation de nanosatellites pour assurer couverture en temps réel en LEO	Très bonnes	[18]
• Concentration de données (>1 →1)	✓ système très simple ✗ nécessite une constellation de nanosatellites pour assurer couverture en temps réel en LEO	Prouvée	[14]
• Diffusion de lumière (réflexion solaire)	✗ nécessite surface importante (structure ultra-légère) ✗ nécessite technologie de dépliage (origami géant)	Faible	[29]
• Acquisition de mesures in situ	✓ unique possibilité de réaliser des mesures simultanées en des lieux différents. ✓ capteurs intégrables	Très bonne	[19] [21]
• Inspection téléopérée ou robotisée	✓ Technologie CCD applicable ✓ collisions moins critiques si faible masse ✗ autonomie énergétique	Bonne	[AER] [24]

• Observation terrestre	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Technologie CCD applicable</li> <li>✗ nécessite une constellation de nanosatellites pour assurer couverture en temps réel en LEO</li> </ul>	Très bonne	[18]
• Retransmission d'images de lancement depuis l'espace	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Technologie CCD applicable</li> <li>✗ nécessite un contrôle d'orbite précis pour assurer le rendez-vous</li> </ul>	Faible	
• Observation astronomique	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ position hors de l'atmosphère</li> <li>✗ nécessite une constellation de nanosatellites pour assurer l'ouverture suffisante</li> <li>✗ synchronisation élevée nécessaire</li> </ul>	Faible	
• Hébergement animal	<ul style="list-style-type: none"> <li>✗ nécessite gros volume</li> </ul>	Nulle	
• Activité de stockage	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ système extrêmement simple</li> <li>✗ faible intérêt</li> </ul>	Bonne	
• maintenance	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ collisions moins critiques si faible masse</li> <li>✗ Nécessite grande inertie pour opération externe ou autre contact</li> </ul>	Bonne	
• Correction de trajectoire de satellite	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ opération unique envisageable</li> <li>✗ exécution du rendez-vous</li> <li>✗ autonomie énergétique</li> </ul>	Faible	
• Récupération de débris	<ul style="list-style-type: none"> <li>✗ libre parcours moyen dépendant de la taille</li> <li>✗ autonomie énergétique</li> </ul>	Très faible	
• Destruction de débris	<ul style="list-style-type: none"> <li>✗ autonomie énergétique</li> <li>✗ production d'autres débris</li> </ul>	Très faible	
• Formage de matière	<ul style="list-style-type: none"> <li>✗ récupération des produits</li> </ul>	Très faible	
• Expérimentation technologique	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ Test en situation réelle</li> <li>✓ plus fiable que simulation</li> <li>✗ plus cher que simulation</li> </ul>	Prouvée	[18] [23]
• Expérimentation scientifique	<ul style="list-style-type: none"> <li>✓ environnement particulier, (microgravité, radiations, etc.)</li> <li>✗ système complexe</li> <li>✗ pas d'avantage par rapport à ISS</li> <li>✗ récupération délicate</li> </ul>	faible	

• Mission d'origine académique	✓ faible temps de développement ✓ faible coût de développement ✓ opportunité de lancement	Prouvée	[15] [SNAP]
• Satellite personnel	✓ coût inférieur à celui d'un satellite ✗ Faible nombre d'applications	bonne	
• Mission à but politique	✓ Coût abordable ✗ Impact dépendant du but de la mission	Prouvée	[15]

Pour résumer ces données, les missions adaptées d'un point de vue technologique aux nanosatellites (notations « Bonne » à « Prouvée ») sont les suivantes :

- Applications de télécommunication en général
- Applications d'observation terrestre en général
- Applications de robotique d'inspection (voire de maintenance)
- Applications de mesures in situ.
- Réalisations académiques
- Applications d'expérimentation technologique (banc de test) de microsystèmes
- Applications individuelles.

Nous n'évoquerons pas ici les hypothétiques applications individuelles dont il faudrait que le coût de production et d'exploitation tombe aux alentours du millier de francs pour espérer un marché. Chose qui ne serait possible qu'avec une production massive, ce qui n'est pas envisageable pour l'instant.

Parmi les autres applications potentielles de nanosatellites, certaines ne sont pas intéressantes économiquement parlant. Il s'agit de celles faisant directement concurrence à des applications assurées par des satellites déjà implantés, à l'instar de la télécommunication et de l'observation terrestre traditionnelles. En effet seules des applications réellement spécifiques ne pouvant être réalisées par ces satellites traditionnels seraient rentables.

Parmi elles, on peut citer une application qu'il n'est pas possible de réaliser pratiquement sans se passer de nanosatellites : l'acquisition simultanée de données à différentes latitudes, longitudes ou altitudes. Il faut en effet posséder une constellation de satellites mais tous identiques et de très faible masse afin de pouvoir maîtriser les coûts. Le sujet de ces acquisitions de données peut s'étendre de l'observation terrestre à l'observation astronomique en passant par la cartographie instantanée du champ magnétique terrestre. Il s'agit là d'une des applications les plus prometteuses de nanosatellites ou même de picosatellites, bien que l'investissement à fournir dans le développement et la production semble colossal. Dans l'état actuel des choses, seules de grands groupes industriels ou gouvernementaux peuvent se permettre un tel pari.

## 6. PROPOSITION DE CONCEPTS

Ce chapitre est destiné à illustrer le second volet de ce travail de diplôme. L'objectif est ici de proposer un concept de nanosatellite dont le développement et la réalisation peuvent être réalisés dans un cadre académique et en particulier à l'EPFL.

### 6.1. Critères de sélection

Sept applications génériques de nanosatellites ont été proposées au chapitre précédent car elles se trouvent être technologiquement réalisables à l'échelle du kilogramme. Il s'agit donc de déterminer parmi elles, celle qui peut déboucher sur une mission concrète et dont les chances de réalisation sont élevées.

Deux critères distincts qui maximisent ces chances de réussites ont alors été établis :

- coût minimal de la mission
- notoriété maximale de la mission

Ces critères ont ensuite été analysés afin de déterminer ce qu'ils impliquaient et quels critères secondaires pouvaient en découler. Le résultat de cette démarche est synthétisé dans les deux figures suivantes.

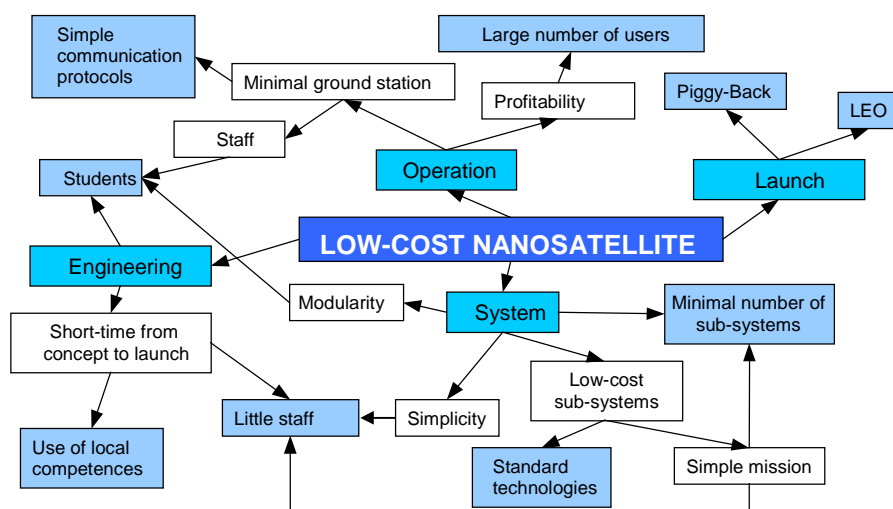


Figure 6.1 : Définition du critère de coût minimal

Sur ces graphes, les éléments terminaux (en bleu ciel) représentent les différents moyens de répondre à l'exigence de ces deux critères principaux.

Ainsi, la mission la plus probante doit pouvoir se réaliser en orbite basse, être réduite à un nombre minimum de fonctions

et faire appel à des technologies standards. Cette dernière exigence mettant son développement à la portée d'une petite équipe comptant une bonne proportion d'étudiants. De plus, le caractère innovant, mais facilement compréhensible, d'une application technologique de pointe doit fournir au projet la popularité nécessaire.

Une application répondant parfaitement à ces contraintes est celle du concept WebSat.

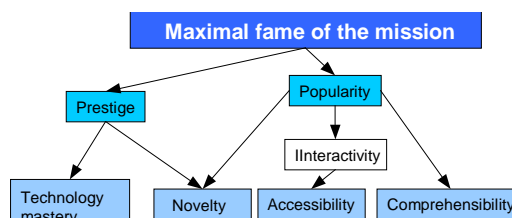
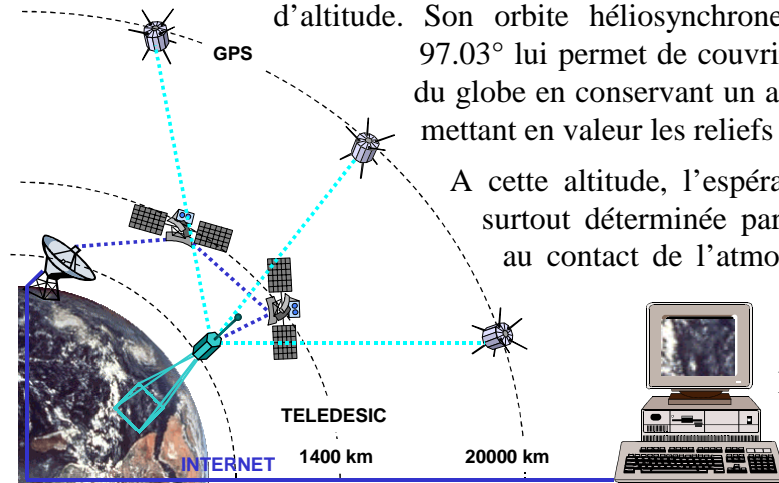


Figure 6.2: Définition du critère de notoriété

## 6.2. Concept WebSat

### 6.2.1. Mission

WebSat est un nanosatellite dédié à la diffusion en temps réel d'images de la surface terrestre sur Internet. Le satellite se déplace sur une orbite circulaire située à 400 km d'altitude. Son orbite héliosynchrone, rétrograde et inclinée à  $97.03^\circ$  lui permet de couvrir quasiment toute la surface du globe en conservant un angle d'illumination constant mettant en valeur les reliefs terrestres.



A cette altitude, l'espérance de vie du satellite est surtout déterminée par les frottements qu'il subit au contact de l'atmosphère. Celle-ci peut varier de une à trois années en fonction de l'activité solaire.

La caméra embarquée pourrait être celle développée pour l'ESA par le CSEM [59], à laquelle on aurait adjoint

Figure 6.3 : Schéma conceptuel de la mission de Websat

une autre optique. Le nanosatellite pourrait alors également servir de banc de test pour ce prototype. Dans ce cas, la résolution ne pourrait pas être supérieure à 25 m (condition de Rayleigh).

WebSat est relativement indépendant de sa station au sol, car la détermination de sa position s'effectue grâce à un système GPS embarqué. La communication est assurée via le réseau de satellites Teledesic [41] qui proposera dès 2003 des accès à large bande passante (2 et 64 Mbps) pour la transmission de données. Cette solution a deux principaux avantages : permettre une communication à tout instant de la révolution (voire en temps réel) et demander une puissance réduite de l'émetteur. Au cas où cette solution se révélerait trop chère, l'utilisation de la constellation de satellites Iridium [42] pourrait offrir une alternative économique mais avec une bande passante très inférieure.

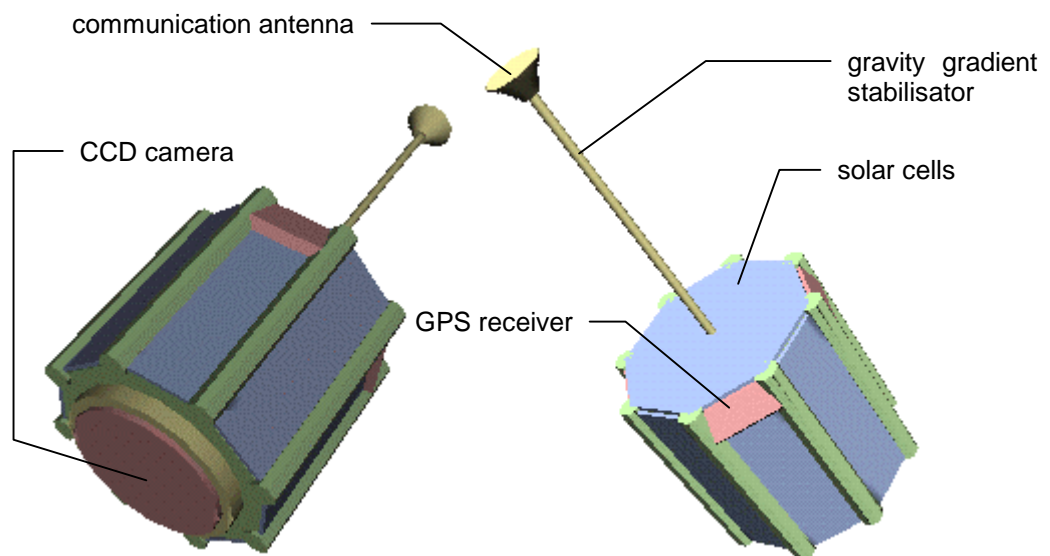


Figure 6.4 : Concept WEBSAT

### 6.2.2. Description du système

- Caractéristiques: Dimensions : prisme octogonal de Ø13cm x 15 cm (non compris le mât de stabilisation)  
Masse : environ 3 kg
- AOC: Détermination : GPS seul  
Contrôle : électromagnétique (lacet, tangage)  
gradient de gravité (tangage, roulis)
- Fret: Caméra CCD 1024x1024 et focale associée  
Electronique de traitement d'image. (2,5W)
- Communication: Unidirectionnelle (satellite → station au sol)  
via Réseau Teledesic (2 Mbps)(1 W). La communication s'effectue par bouffée si la puissance n'est pas suffisante pour assurer simultanément l'alimentation de la caméra.
- Alimentation: min 3W fournie par des cellules solaires standards réparties sur la surface du prisme.
- Lancement: En piggy-back ou depuis la navette spatiale.

### 6.2.3. Evaluation des coûts

Phase	Commentaire	Coûts
Développement :	6 homme-année répartis 2 ans	900 kF
Construction	Technologies standards.	<100 kF
Lancement :	Compter environ 10k\$/kg	<50 kF
Exploitation :	Abonnement et facturation TELEDESIC durant 2 ans (probablement concurrentiel au prix d'une ligne terrestre de même capacité)	<100kF?
	Maintenance du serveur WWW d'images (1/2 homme-an durant 2 ans)	75 kF
Coût total estimé		<1,5 MF

Notons qu'il ne s'agit là du coût d'un exemplaire unique. On peut ainsi aisément imaginer ce que représenterait la production d'une série de 200 unités pour lesquelles tout le développement ne serait plus à effectuer.

## 6.3. Concept FreeEyes

Le concept FreeEyes n'entre pas directement dans les critères énoncés au point 6.1, principalement à cause du marché réduit de cette application. De plus, il appartient par sa masse à la classe des picosatellites. Il est tout de même présenté ici car le principal objectif de cette mission est l'acquisition de savoir faire et de connaissances au travers du développement académique. Ce concept se prête donc particulièrement bien à une réalisation dans le cadre des activités du Laboratoire des Systèmes Autonomes

### 6.3.1. Mission

FreeEyes est une caméra autonome permettant l'inspection de proximité en microgravité. Les fonctionnalités du système n'étant a priori pas supérieures à celles du robot AERCam [AER] déjà existant, les chances d'aboutissement opérationnel sont assez faibles.

Le but de la mission est surtout académique et le système, hautement autonome, et d'une masse inférieure au kilogramme, doit servir à développer de nouvelles techniques dans le domaine de la robotique mobile. L'utilisation de propulseurs intégrés (Si) [37] [38] et qui pourraient être développés à l'Institut des Microsystèmes, représente un des aspects novateurs du projet. La vision stéréoscopique peut également offrir une application particulièrement bien adaptée à la microcaméra [59] développée par le CSEM.

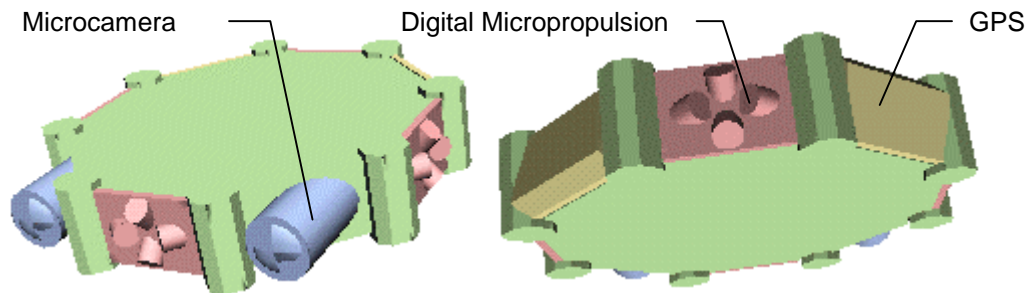


Figure 6.5 : Concept FREEEYES

### 6.3.2. Description du système

- Caractéristiques: Dimensions : prisme octogonal de  $\varnothing 13$  cm x 2,5 cm  
Masse : environ 500 g
- AOC: Détermination : GPS  
Capteurs de proximité,  
Interprétation de la vision stéréoscopique  
Contrôle : Micropropulseurs digitaux  
(x, y, z, lacet, tangage, roulis)
- Fret: 2 microcaméras CCD 1024x1024 (41°, F:14 mm) (2,5W)
- Communication: 1 fois 10 Mbit/s pour la vidéo (unidirectionnelle)  
1 fois 2400 bit/s pour la commande et le feed-back (bidirectionnelle)
- Alimentation: 10W fournie par des batteries rechargeables.
- Lancement: En fret de la navette spatiale.

### 6.3.3. Evaluation des coûts

Phase	Commentaire	Coûts
Développement :	commandes au travers de projets d'étudiants encadrés par ½ homme-année durant 2 ans microsystèmes: 2 homme-année durant 2 ans	250 kF
Construction	Effectuée localement +acquisition des microcaméras	<50 kF
Lancement :	Compter environ 10k\$/kg	<10 kF
Exploitation :	Remplacement des matrices de micropropulseurs à chaque mission	...
Coût total estimé		<400 kF

## 6.4. Concept ModulSat

### 6.4.1. Motivations

Au fur et à mesure de l'élaboration des concepts Websat et FreeEyes, il est apparu que certains besoins étaient identiques dans les deux types d'applications envisagées. On peut songer, à la navigation GPS ou aux systèmes de communication.

Cette même constatation est d'ailleurs valable pour la plupart des réalisations de nanosatellites présentés dans les chapitres 5.1 et 5.2 : quasiment tous leurs sous-systèmes ont été développés en parallèle en partant de zéro. Or, dans le cas des programmes académiques, le budget de développement est souvent tellement serré qu'il existe un risque tangible de produire des solutions manquant de maturité. Rappelons que l'on considère habituellement qu'environ 30% du coût d'un engin spatial réside dans l'ingénierie.

Lors de l'atelier consacré aux micro vaisseaux spatiaux<sup>10</sup> de la conférence Nanospace'98, il a été mis en avant qu'un des problèmes majeurs entravant la miniaturisation des satellites réside dans la complexité de l'interconnexion des sous-systèmes. En effet, l'espace et le poids qu'occupe le câblage dans un satellite est important, et il semble ne pas exister de solution adaptée de connectique. Un des nombreux vœux de cet atelier [1] fut que la standardisation des sous-systèmes augmente.

Le rêve d'un satellite, dont tous les sous-systèmes sont "plug & play", n'est pas loin.

Avec un coût inférieur à 50k\$ comprenant la conception, la construction, le lancement et l'exploitation d'un nanosatellite, l'attrait pour des programmes spatiaux réalisés entièrement en milieu académique augmenterait fortement. Le seul moyen d'arriver à cette réduction drastique des coûts réside dans la réutilisation systématique de sous-systèmes déjà développés et éprouvés.

Or cela n'est possible qu'avec l'existence d'un standard partagé par un grand nombre d'utilisateurs et de concepteurs de nanosatellites et c'est la raison d'être du concept ModulSat.

### 6.4.2. Objectifs

ModulSat est un concept de nanosatellite totalement modulaire reposant sur un bus physique dont les objectifs sont les suivants :

- standardisation du logement de sous-systèmes internes
- standardisation du logement des éléments extérieurs (optique, capteurs, etc.)
- protection des sous-systèmes aux chocs
- protection des éléments externes aux chocs
- protection des sous-systèmes contre les radiations
- isolation électromagnétique des sous-systèmes entre eux et avec l'extérieur
- transport des données entre les sous-systèmes
- transport de l'énergie entre les sous-systèmes
- dissipation thermique

---

<sup>10</sup> "microspacecraft" en anglais



### 6.4.3. Architecture du système

Le bus structurel est formé de modules dont la combinaison produit un prisme octogonal de 5 cm de côté définissant la morphologie générale du nanosatellite. Ces modules de base sont:

- Une **base** ❶ permettant la fixation des sous-systèmes. Elle est formée de poutrelles reliant les sommets de l'octogone.
- Un **profilé** ❷ hébergeant le bus de données et assurant la liaison entre les différentes bases par leurs sommets.
- Un **profilé** ❸ hébergeant le bus d'alimentation et assurant la liaison entre les différents bases par leurs sommets. (placé en alternance avec le profilé précédent)
- Une **paroi** ❹ rectangulaire assurant la protection externe des faces de l'octogone.
- Une **paroi** ❺ octogonale dont la fonction est identique à la précédente.
- Un système de liaison novateur permettant un assemblage rapide, simple et fiable assurant à la fois la rigidité de l'ensemble et le contact au bus de données ou d'énergie.

Le montage prend la configuration suivante:

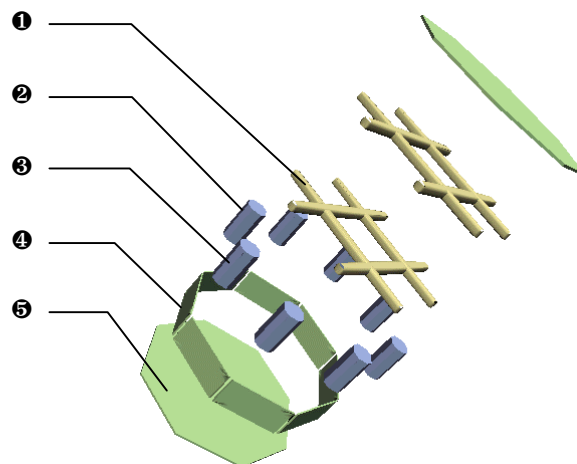


Figure 6.6 : Eclaté de la structure de base

Les faces extérieures sont destinées à recevoir des modules standardisés, eux aussi, tels que des cellules solaires, des voyants, des capteurs, des récepteur GPS, des antennes radio, etc. Chacun de ces modules est connecté d'un côté au bus de données et de l'autre au bus d'alimentation. Leur taille doit être impérativement de 5 cm (la longueur d'un côté de l'octogone) sur 2,5 cm. Exceptionnellement, cette dernière dimension peut être supérieure, mais toujours un multiple entier de 2,5 cm.

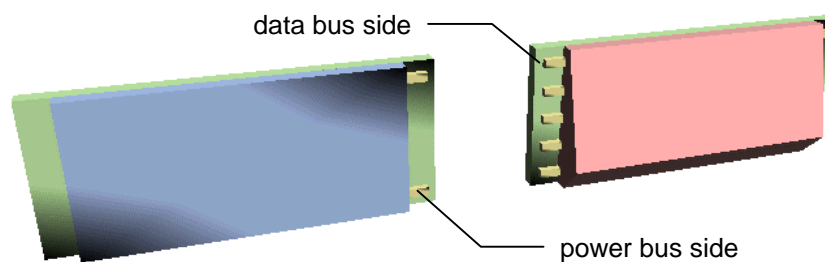


Figure 6.7 : Options de modules externes : Cellules solaires et récepteur GPS

Le bus d'alimentation compte des lignes de collection de l'énergie (non régulées), des lignes de distribution et une ligne de masse.

Le bus de données compte 1 bus analogique coaxial et 1 bus digital sériel dont 2 lignes sont réservées à la prise et à la quittance du bus analogique. La nature du bus digital n'est pas encore fixée mais il pourrait s'agir d'un bus I2C [61] qui, malgré tous ses défauts, possède un certain succès dans le monde académique anglo-saxon, principalement à cause de sa facilité d'interfaçage. Une solution plus professionnelle consiste à considérer tous les sous-systèmes comme des périphériques du système de commande, et à utiliser une version linéaire du port USB [62] (Universal Serial Bus) ce qui permettrait l'interconnexion simultanée de périphériques simples (les modules externes) et gourmands en bande passante (certains étages comme l'acquisition vidéo et la communication). Cette option offre de hautes performances et la possibilité de test directement à partir d'un pc, mais complique l'interfaçage du bus à cause des pilotes logiciels qu'il faut créer pour chaque sous-système.

Il faut noter que c'est le profilé qui est l'élément clef dans ce concept. En effet, il assure la transmission de données et d'énergie entre les modules, il transmet les contraintes mécaniques à l'ensemble de la construction et il protège les modules externes des impacts tangents. La présence du bus de données et du bus d'alimentation dans les profilés permet aussi le réarrangement des modules externes sur le nanosatellite, indépendamment de la position des modules internes.

Si une géométrie prismatique octogonale a été choisie pour ce bus, c'est parce qu'elle offre un excellent compromis entre le cylindre et le cube; entre la constance de l'illumination moyenne de ses faces par le soleil et la facilité d'agencement d'éléments rectangulaires à l'intérieur. De plus, la présence simultanée d'une forte symétrie de rotation et de faces perpendiculaires est un attrait pour la disposition éventuelle de propulseurs car la prise de référence est facilitée.

#### 6.4.4. Réalisations potentielles

Un des gros avantages de l'architecture ModulSat est qu'elle ne fait pas la distinction à priori entre les applications orbitales traditionnelles et celles de robotique autonome en apesanteur.

Pour preuve, le lecteur aura déjà certainement noté que les deux concepts d'applications proposés dans le cadre de ce travail de diplôme sont basés sur cette architecture (cf Figure 6.4 et Figure 6.5)

Les figures des pages suivantes représentent des vues conceptuelles de sous-systèmes basés sur le bus ModulSat et permettent d'évaluer son potentiel.

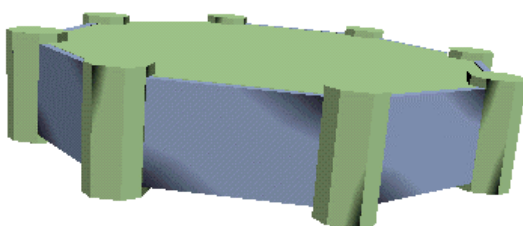


Figure 6.8 : Module d'alimentation

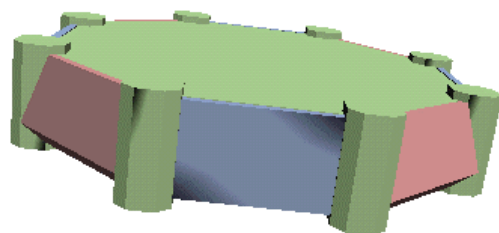


Figure 6.9 : Module de localisation GPS

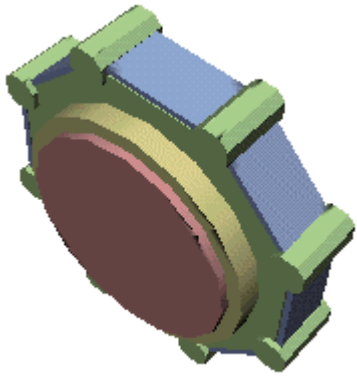


Figure 6.13 : Module de fret (observation terrestre)

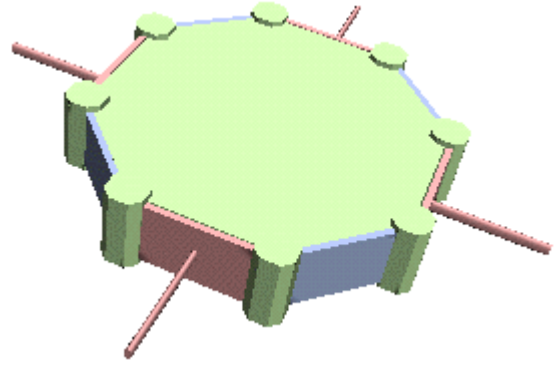


Figure 6.10 : Module de communication radiofréquence

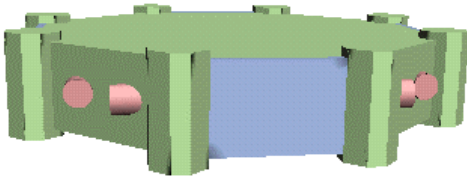


Figure 6.11 : Module de propulsion (contrôle de l'attitude)

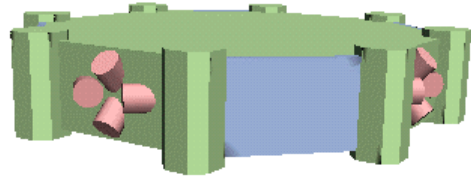


Figure 6.12 : Module de propulsion (déplacement)

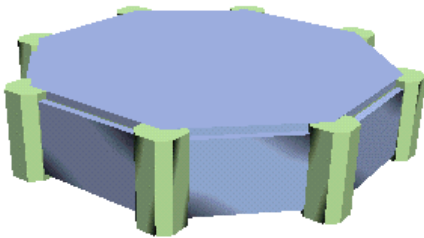


Figure 6.14 : Option de terminaison : cellules solaires

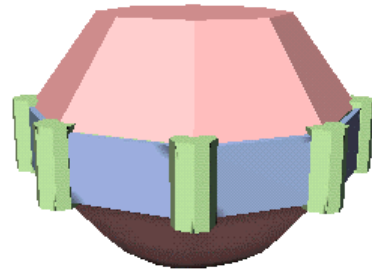


Figure 6.15 : Option de terminaison : fret ou réservoir

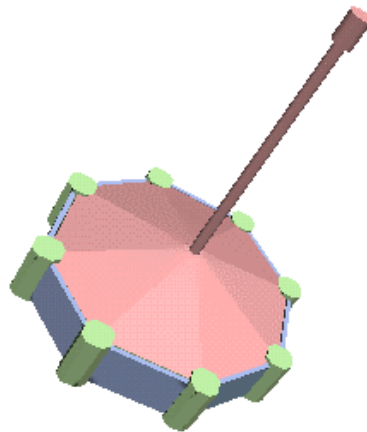


Figure 6.16 : option de terminaison : Stabilisateur à gradient de gravité

#### 6.4.5. Evaluation des coûts

La rentabilité de ce projet repose sur 2 aspects : l'acceptation du standard par les acteurs (académiques) de la construction spatiale d'une part, et la commercialisation de ce bus pour des applications terrestres d'autre part.

Le bus doit naturellement être adopté pour ses qualités intrinsèques (fiabilité, performance et coût) mais doit aussi être imposé par une politique de diffusion très agressive. On peut songer par exemple à un concours mondial (dont le jury serait indépendant) destiné au milieu académique qui offrirait la mise sur orbite du meilleur nanosatellite conçu sur ce bus. Dans cette optique, la production à terme en petite série doit naturellement être envisagée.

Les applications terrestres du concept ModulSat touchent l'enseignement et la recherche en robotique mobile et, par voie de conséquence, le marché ludique. Une clause permettant l'adaptation et l'exploitation terrestre des sous-systèmes pourrait lier sous condition le concepteur du bus et ceux de sous-systèmes, ce qui raccourcirait énormément les temps de développements.

Phase	Commentaire	Coûts
Développement :	Développement du bus et des structures de base 4 homme-année sur une durée de 2 ans	600 kF
Construction	Exécution de prototypes, conception de l'appareil de production et fabrication en petite série des modules de base.	1 MF
Promotion :	Dépôt d'un brevet international Organisation d'un concours, offre de la procédure de test et du lancement	50kF 200kF
Coût total estimé		<2 MF

## 7. DEMONSTRATEUR

---

### 7.1. Fonctionnalités

La troisième phase de ce travail de diplôme a donné lieu à la réalisation d'un démonstrateur dont la fonction est double :

- offrir un mobile se déplaçant dans un plan, sur coussin d'air, afin de simuler à deux dimensions, les conditions de la microgravité.
- offrir une application supplémentaire au paliers "squeeze films".

Comme cette réalisation n'est que faiblement lié au reste du travail de diplôme, elle n'est qu'évoquée ici et fera l'objet d'une démonstration lors de la défense.

Le démonstrateur est constitué d'une plate-forme mobile triangulaire montée sur 3 patins amovibles tel que cela est représenté ci-dessous. C'est sur celle-ci que s'effectueront les tests. Selon les besoins, une seconde plate-forme peut se placer au dessus de la précédente, qui peut alors accueillir jusqu'à six batteries de 9V et permettre l'alimentation des patins sans qu'aucune force ne vienne influencer le mouvement du mobile. La plate-forme est prévue pour pouvoir recevoir 3x2 piles de 9 V afin d'assurer l'alimentation des patins et des expériences.

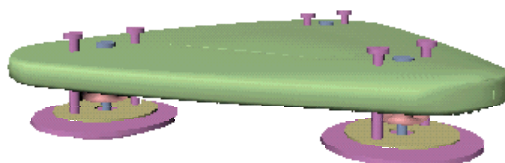


Figure 7.1 : Vue du prototype virtuel du démonstrateur.

Les patins sont basés sur l'utilisation de "squeeze films" : un disque piézoélectrique, collé à une plaque de verre, vibre à haute fréquence. Il comprime et détend ainsi le mince film d'air qui se trouve sous le patin et qui ne peut s'échapper. L'explication formelle du fonctionnement des "squeeze films" pourra être trouvée dans [56].

Cette configuration possède l'immense avantage de ne pas devoir embarquer de l'air comprimé sur le mobile pour lui permettre de s'élever, comme y sont contraintes d'autres tables d'expérimentation [55].

Le module est aussi équipé d'un module de réception IR permettant à l'utilisateur de transmettre des ordres via une télécommande standard à la plate-forme supérieure où se déroulent les expériences. Tout cela sans aucun contact avec le mobile, donc sans perturber son mouvement.

### 7.2. Plans d'expériences

Le mobile inertiel doit permettre d'effectuer deux types de missions :

- servir de banc de test pour des sous-systèmes de contrôle de l'attitude tels que l'utilisation de volants d'inertie ou de propulseurs intégrés.
- servir de support éducatif dans l'enseignement de la mécanique où il peut permettre de d'illustrer bon nombre d'expériences sur la conservation de la quantité de mouvement.

## 8. CONCLUSION

---

### 8.1. Discussion des résultats

La réalisation de nanosatellites est aujourd'hui technologiquement possible, tout particulièrement, dans le cas des orbites très basses, où l'emploi de technologies standards est envisageable (sous réserve de quelques précautions à prendre à l'encontre des radiations résiduelles). De plus, l'utilisation de satellites situés sur des orbites bien supérieures, comme par exemple les systèmes GPS ou Teledesic, offre de nouvelles options de navigation et de communication à ces altitudes. Enfin, les systèmes de contrôle de l'attitude souvent très complexe peuvent dans de nombreux cas être remplacés par des systèmes sans pièces mobiles et donc adaptés aux petites inerties des nanosatellites.

L'ensemble de ces constatations a fourni la base du concept WebSat proposé dans le cadre de ce travail et dont les sous-systèmes utilisés sont d'ors et déjà disponibles sur le marché ou tout au moins en instance de l'être.

Notons encore que la disponibilité de plus en plus grande de microsystèmes performants, encore peu résistants mais très prometteurs à terme, ouvre la voie aux picosatellites de demain. Picosatellites qui pourraient tout aussi bien apparaître sous la forme de robots évoluant aux abords des stations spatiales, à l'instar du concept FreeEyes qui est technologiquement assez prudent.

D'un point de vue économique maintenant, c'est très certainement la faible masse, et par voie de conséquence le faible volume d'un nanosatellite, qui constitue le principal argument en sa faveur. En effet, l'énergie qu'il faut dépenser pour mettre un satellite en orbite étant proportionnelle à cette masse, cela provoque une baisse phénoménale des coûts de lancement: alors qu'il représente entre 20 et 50% du coût d'une mission traditionnelle, le budget de lancement d'un nanosatellite se monte entre 5% et 10% du total. Conséquence immédiate, c'est le développement du nanosatellite et de ses sous-systèmes qui devient prépondérant.

C'est en trouvant le moyen de réduire la durée du développement que le coût de la réalisation des nanosatellites chuterait réellement. On peut d'ailleurs comprendre que cela ne soit pas le principal soucis de l'industrie spatiale puisque l'ingénierie constitue sa principale ressource. Pour le monde académique en revanche, l'intérêt est évident puisqu'il aurait ainsi l'opportunité d'accéder à l'espace pour un budget raisonnable.

Le concept ModulSat s'inscrit ainsi parfaitement dans cette perspective en ramenant le développement d'un nouveau nanosatellite à la réalisation des seuls systèmes réellement spécifiques. Des concepts proposés dans le cadre de ce rapport, il est le plus susceptible de produire des retombées commerciales importantes s'il est mené à terme.

## 8.2. Conclusion générale

Nul doute maintenant ne subsiste sur la prépondérance que sont amenés à prendre les nanosatellites sur les satellites traditionnels, principalement en orbite basse et très basse.

Mais plus important encore, grâce aux nanosatellites, les applications spatiales ne sont plus l'apanage des seuls grands groupes industriels ou des programmes gouvernementaux. Les coûts et la technologie nécessaire au développement des nanosatellites rendent abordables leur conception par une entreprise moyenne et plus encore par le monde académique. Mais il ne faut pas oublier que dans ce dernier cas, le fort taux de renouvellement des étudiants peut provoquer une augmentation significative de la durée de développement.

La réalisation et le lancement d'un nanosatellite sont-ils donc envisageables dans le contexte académique et plus particulièrement à l'EPFL ?

La réponse à cette question réside dans l'existence ou non, au sein même de l'institution, d'une synergie de compétences directement exploitables. Avec la présence en un même lieu de disciplines telles que la microtechnique, l'informatique, la science des matériaux, l'électricité ou la chimie et sans compter les contacts privilégiés qu'elle entretient avec le CSEM, ou l'IMT, l'EPFL semble être la candidate idéale.

Mais pour qu'un nanosatellite puisse y voir le jour, il est indispensable que le projet soit mené par une équipe pluridisciplinaire et propose une mission apte à générer l'enthousiasme nécessaire chez les étudiants.

## 9. REMERCIEMENTS

---

Il règne au Laboratoire des Systèmes Autonomes une atmosphère d'émulation qui peut faire contraste avec celle de compétition que l'on peut rencontrer ailleurs à l'EPFL. Alliée à la disponibilité et au dynamisme communicatif des assistants, elle a contribué à m'offrir des conditions idéales pour l'accomplissement de ce travail de diplôme.

J'en remercie sincèrement toute l'équipe de l'ASL, avec une reconnaissance particulière à Ralph Piguët pour toute l'énergie et la caféine qu'il a investit dans la conception du circuit SMD.

Pour les précieux documents qu'il m'a fait parvenir, je tiens à remercier ici le Dr. Mäusli de l'entreprise Mecanex.

Ma reconnaissance aussi, à la femme de ma vie Sybille Crevoiserat, assistante de mécanique générale à ses heures, pour les corrections longues et rigoureuses dont elle m'a fait bénéficier.

Lausanne, le 19 février 1999

Thomas Estier



## 10. BIBLIOGRAPHIE

---

### 10.1. Concernant la conception des missions spatiales

- [1] Proceeding de la conférence NanoSpace 98, Houston.  
(pas encore édité le 19.2.99)
- [2] **J. R. Wertz and W. J. Larson,**  
"Space Mission Analysis and Design" , Space Technology Library ed: Kluwer Academic Publishers, 1991.
- L'ouvrage de référence en matière de conception de missions spatiales. Il en aborde les aspects méthodologiques, théoriques et technologiques.
- [3] **R. A. Lu, T. A. Olsen, M. A. Swartwout,**  
"Building `Smaller, Cheaper, Faster' Satellites Within the Constraints of an Academic Environment," presented at USU/AIAA Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA, 1995.
- [4] **M. A. Swartwout,**  
"The Role of Universities in Small Satellite Research," presented at International Aerospace Conference, Moscow, Russia, 1997.
- [5] **C. A. Kitts and R. J. Twiggs,**  
"The Satellite Quick Research Testbed (SQUIRT) Program," presented at AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA, 1994.
- [6] **H. Miura,**  
"Piggy-Back satellite and Micromachines", in *Micromachine*, N°24, August 1998

### 10.2. Concernant la mécanique orbitale

- [7] **D. Doody and G. Stephan,**  
"Basics of Space Flight Learner's Workbook," Jet Propulsion Laboratory MOPS0513-02-00, 1995.
- Excellente introduction aux thème spatial, destinée à un public de non scientifique. Permettant d'acquérir le vocabulaire anglais et les notions de base.
- [8] **V. A. Chobotov,**  
*Spacecraft Attitude Dynamics and Control.* Malabar, Florida, USA: Krieger Publishing Company, 1991.
- Décrit précisément la mécanique (cinématique et dynamique) des systèmes traditionnels de contrôle de l'attitude.
- [9] **A. E. Roy,**  
*Orbital Motion*, 3rd ed: Adam Hilger, Bristol and Philadelphia, 1988.
- L'ouvrage de référence en matière de mécanique orbitale. Complet et rigoureux
- [10] **J. Teles,**  
"Orbital Mechanics and Mission Design," in *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 69, I. Univelt , Ed.: American Astronautical Society, 1989.
- Recueil d'articles concernant principalement les développement mathématique de la mécanique orbitale en basse orbite (LEO) et quelques concepts d'applications et de navigation.
- [11] **C. Gruber, W. Benoit**  
*Mécanique générale.* PPUR, Lausanne, Suisse: 1998.
- Support du cours donné en premier cycle à l'Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne.

- [12]           **Orbital Motion Pages**  
<http://dspace.dial.pipex.com/town/plaza/he13/orbmot.shtml>  
 Site proposant une introduction à la mécanique orbitale avec équations et glossaire à l'appui.
- 10.3. Concernant les concepts et applications**
- [SSHP]       **Small Satellites Home Page**  
<http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/SSHP/index.html>  
 Excellent site fournissant une base conséquente d'informations et de liens sur les petits satellites et en particulier sur les nanosatellites. Site tenu à jour et référence du net sur le sujet.
- [13]           **Mission and Spacecraft Library**  
<http://leonardo.jpl.nasa.gov/msl/home.html>  
 Base de données contenant le nom de tous les satellites américains et la date de leur lancement. Attention, Les informations ne sont pas toujours vérifiées.
- [14]           **Institut für Luft- und Raumfahrt, Technische Universität Berlin**  
<http://tubsat.fb12.tu-berlin.de/Tubsat-N.html>  
 Couple de nanosatellites (8,5 et 3 kg) lancés en 1998 depuis sous-marin nucléaire russe au moyen d'un missile militaire SS-23 modifié pour la circonstance.
- [15]           **Commémoration du lancement de SPOUTNIK (1957 - 1997)**  
<http://www.oceanes.fr/~fr5fc/spoutnik.html>  
 Réplique commémorative au 1/3 du Sputnik lancé depuis MIR en 1997.
- [16]           **NASA Telerobotics Program**  
[http://ranier.oact.hq.nasa.gov/Telerobotics\\_Page/FY97Plan/Contents.html](http://ranier.oact.hq.nasa.gov/Telerobotics_Page/FY97Plan/Contents.html)  
 Programme destiné à la mise au point de robot planétaire ou orbitaux téléopérés.
- [17]           **DASA X-Mir Inspector**  
[http://www.dasa.com/dasa/index\\_e.htm?/dasa/e/ri/orbit/inspect/projekt\\_e.htm](http://www.dasa.com/dasa/index_e.htm?/dasa/e/ri/orbit/inspect/projekt_e.htm)  
 Satellite autonome d'inspection ayant opéré en septembre 1997 autour de la station spatiale MIR.
- [18]           **ASUSAT I**  
<http://www.eas.asu.edu/~nasasg/asusat/asusat.html>  
 Site WWW de l'équipe académique ayant développé et construit ce nanosatellite. Le site est extrêmement riche en description des sous-systèmes avec schémas et photos à l'appuis.
- [19]           **Munin**  
<http://munin.irf.se/frames/index.html>  
 Site WWW de l'équipe académique ayant développé et construit ce nanosatellite. Le site est extrêmement riche en description des sous-systèmes avec schémas et photos à l'appuis.
- [20]           **SAPPHIRE (Stanford AudioPhonic Photographic InfraRed Experiment)**  
[http://aa.stanford.edu/~ssdl/projects/squirt1/sapphire\\_overview.html](http://aa.stanford.edu/~ssdl/projects/squirt1/sapphire_overview.html)  
 Réalisation dans le domaine académique (SSDL - Université de Stanford) de ce microsatellite. . A la recherche d'un lanceur. Description très complète
- [21]           **OPAL (Orbiting Picosatellite Automated Launcher)**  
<http://ssdl.stanford.edu/opal/index.html>  
 Réalisation dans le domaine académique (SSDL - Université de Stanford) de ce microsatellite. Description très complète

- [22]           **BITSY Data Sheet**  
<http://www.aeroastro.com/Industry/AeroAstro/bitsy.html>  
 Concept avancé de nanosatellite (~1 kg) proposé commercialement par AeroAstro.
- [23]           **Surrey Satellite Technologie Ltd**  
[http://www.sstl.co.uk/services/subpage\\_services.html](http://www.sstl.co.uk/services/subpage_services.html)  
 Société commercialisant entre autre, les projets développés à l'Université de Surrey (GB) et dont est issu le nanosatellite SNAP-1.
- [24]           "MICROS S/C Configuration", 3/11/98, documents privés R. Siegwart  
 Concept de robot d'inspection évoluant en apesanteur. Ressemble à une démarche de "reverse engineering" sur le projet AERCam
- [25]           **E. Settelmeyer, W. Oesterlin, R. Hartmann and K. Landzettel**  
 "The Experimental Servicing Satellite" in *Preparing for the Future* Vol. 7 No. 2  
 ESA, 1997.  
<http://esapub.esrin.esa.it/pff/pffv7n2/settv7n2.htm>  
 Présentation succincte du projet de robot de maintenance de satellites en orbite géostationnaire.
- [26]           **A. m. d. Aragon,**  
 "Future Applications of Micro/Nano-Technologies in Space Systems," ESA - ESRIN, Noordwijk ESA Bulletin Nr. 85, 2.1996 1996.
- [27]           **A. m. d. Aragon,**  
 "Future Satellite Services, Concepts and Technologies," *ESA Bulletin*, 1998.  
 Reste très général. Evoque les problèmes de réduction des coûts
- [28]           **E. Rabenau, D. W. Klein, and D. H.-J. Fischer,**  
 "Operations Concepts for Small Satellites - Result a Workshop," presented at 10th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 1996.
- [29]           **space-regatta-consortium**  
[http://src.space.ru/page\\_30e.htm](http://src.space.ru/page_30e.htm)  
 Pages officielle du projet Znamya destiné à déployer un réflecteur solaire en orbite terrestre.
- [30]           page de Discovery Online sur le stockage funéraire en orbite  
<http://www.discovery.com/stories/science/entrepreneurs/outthere.html>

#### 10.4. Concernant la commande et le contrôle

- [31]           "Guidance, Navigation and Control," SSP - University of Arizona, 1997.
- [32]           **G. Chatel and B. Mintah,**  
 "Coarse Sun Sensor Overview," SSP - University of Arizona, Technical Notes GNC-006, 1998.
- [33]           **B. B. Goeree and G. Chatel,**  
 "Attitude Control of the UASat," SSP - University of Arizona, 1998.
- [34]           **E. Tzinas,**  
 "Global Positioning System," SSP - University of Arizona, Technical Note, 1998.
- [35]           **Jean-Pierre Utter Löfgren**  
 "(Spaceborne) Global Positioning Systems"  
[http://munin.irf.se/frames/tecnology\\_main\\_gps2.html](http://munin.irf.se/frames/tecnology_main_gps2.html)  
 Etude d'évaluation de l'implantation d'un système GPS dans l'AOC d'un satellite.  
 Intéressant car les conclusions sont pessimistes

## 10.5. Concernant l'énergie

- [36] **H. Barqawi and A. Mustafa,**  
"Solar Power Generation Overview," SSP - University of Arizona, Technical Notes PGD-008, 8.7.98 1998.

## 10.6. Concernant la propulsion

- [37] **D. H. Lewis, S. W. Janson, R. B. Cohen and E. K. Antonsson,**  
"Digital MicroPropulsion", presented at *MEMS'99.*, 1999
- [38] **S. W. Janson,**  
"Chemical and Electrical Micropropulsion Concepts for Nanosatellites",  
presented at *Micro/Nano-Technologies for Space*, ESTEC, 1995.

Présente une approche très complète de la problématique de la propulsion utilisable pour des nanosatellites et des picosatellites.

- [39] **J. D. Filliben,**  
"Electric Thruster Systems"  
<http://www.jhu.edu/~cpia/electhsys.html>

Article en ligne présentant une introduction claire sur les différents types de propulsion électrique

## 10.7. Concernant la communication

- [4] **XX**  
xx

- [41] **Teledesic Overview**  
<http://www.teledesic.com/overview/frover.html>

Site officiel présentant le futur réseau à large bande ayant pour support une constellation de satellite à 1400 km d'altitude.

- [42] **Iridium technology**  
[http://www.iridium.com/english/tech/i\\_tech.html](http://www.iridium.com/english/tech/i_tech.html)

Site officiel de la constellation de satellite Iridium (780 km d'altitude) assurant de la téléphonie directement par satellite.

- [43] **Globalstar Technology**  
<http://www.globalstar.com/tech/tech.htm>

Site officiel de la future constellation située à 1400 km d'altitude et concurrent direct du réseau Iridium.

## 10.8. Concernant l'environnement terrestre

- [44] **J. T. Houghton,**  
*The Physics of Atmosphere*, 2nd ed: Cambridge University Press, 1986.

Une approche principalement thermodynamique de l'atmosphère. Possède entre autre un modèle empirique en pression et en température de 0 à 500 km d'altitude assez complet. Plutôt orienté sur les applications à la météorologie.

- [45] **J. K. Hargreaves,**  
*The Upper Atmosphere and Solar-Terrestrial Relations*: Van Nostrand Reinhold Company, 1979.

Description physique et chimique extrêmement complète de la haute atmosphère. Description très rigoureuse de la structure de la magnétosphère

- [46] **N. Johnson,**  
"La pollution spatiale," in *Pour la Science*, vol. N° 252, 1998, pp. 72-77.

Article de vulgarisation présentant la problématique de l'accroissement des débris spatiaux.

- [47] "Orbital Debris: A Technical Assessment", Committee on Space Debris, National Research Council, USA, 1995.  
Rapport de référence sur le sujet. Il offre une évaluation très complète de la situation et des moyens à entreprendre.
- [48] <http://www-sn.jsc.nasa.gov/debris/toc.html>
- [49] **Space Debris Activities.**  
<http://www.esoc.esa.de/external/mso/debris.html>
- [50] "The Radiation Design Handbook," ESA, Noordwijk, The Netherlands ESA PSS-01-609 issue 1, 1993.  
Ouvrage de référence étudiant tous les effets des radiations sur l'ensemble des sous-systèmes des satellites et en particulier sur la microélectroniques et les différents matériaux.
- [51] **D. Bernard, X. Dumonceau, and V. Lafont,**  
"L'environnement terrestre, les rayonnements cosmiques et leurs interactions," Clermont-Ferrand: IUP GSI, 1996.  
<http://www.cs3i.fr/abonnes/vlafon/ter.htm>  
Travail d'Etude et de Recherche d'élèves constituant une excellente introduction sur le sujet. Disponible en ligne ou en version PDF.
- [52] **The Exploration of the Earth's Magnetosphere**  
<http://www-spod.gsfc.nasa.gov/Education/Intro.html>  
Site didactique de la NASA traitant de l'interaction entre radiations et atmosphère. Avec une description particulièrement complète de la structure de la magnétosphère et une approche historique complémentaire.
- [53] **External (T96\_01) and Internal Geomagnetic Field Model Parameters**  
<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/space/cgm/t96.html>  
Site de la NASA proposant un accès en ligne à un modèle du champ magnétique terrestre.
- [54] **Space Environments and Effects Analysis Section (ESTEC/TOS EMA)**  
<http://www.estec.esa.nl/wmwww/wma/backgnd.html>  
Site de l'ESA proposant un grand nombre de données en ligne concernant l'environnement spatial, et plus particulièrement les radiations. Comporte aussi une introduction aux différentes conséquences

## 10.9. Concernant le démonstrateur

- [55] **A. Sano and K. Nonami,**  
"Motion Control and Attitude Control of Space Robot using Six Air-Thrusters," presented at Movic 98, Zurich, Switzerland, 1998.  
Article présentant la dynamique d'un mobile sur coussins d'air propulsé grâce à de l'air comprimé.
- [56] **E. O. J. Salbu**  
"Compressible Squeeze Films and Squeeze Bearings" in *Journal of Basic Engineering*, Juin 1964.  
Article décrivant la dynamique des paliers à "squeeze film". A proprement parler incompréhensible.

## 10.10. Divers

- [57] <http://liftoff.msfc.nasa.gov/academy/>  
Site éducatif de la NASA sur le thème de l'espace
- [58] Online Space Notes - NASDA  
[http://spaceboy.nasda.go.jp/Note/Note\\_e.html](http://spaceboy.nasda.go.jp/Note/Note_e.html)  
Site éducatif japonais sur le thème de l'espace
- [59] **J.L.Josset, F. Roussel, P. Plancke, G. Boucharlat, C.Val**  
"Digital 1 k x 1 k Micro-Imager for Planetary Surface Exploration", presented at  
*2nd Round Table on Micro-Nano Technologies for Space*, ESA/ESTEC,  
Noordwijk, The Netherlands, 1997.  
[http://www.csem.ch/general/success/microimager/microimager\\_art.html](http://www.csem.ch/general/success/microimager/microimager_art.html)  
Article en ligne décrivant la microcaméra développée pour l'ESA par le CSEM.
- [60] [http://liftoff.msfc.nasa.gov/shuttle/sts-75/tss-1r/apps/pwr\\_generator.html](http://liftoff.msfc.nasa.gov/shuttle/sts-75/tss-1r/apps/pwr_generator.html)
- [61] **D. Del Corso, H. Kirrmann, J.D. Nicoud**  
"Microcomputer Buses and Links",
- [62] **O. Auberson**  
"Interface USB" in *Cours Microprocesseur*, EPFL-LAMI, 1997.

## **11. ANNEXES**

---

**11.1. Enoncé du travail de diplôme**

**11.2. Plans de la plate-forme d'expérimentation**

**11.3. Catalogue des acteurs helvétiques dans le domaine spatial**

**DEPARTEMENT DE MICROTECHNIQUE**  
INSTITUT DE SYSTEMES ROBOTIQUES  
CH - 1015 LAUSANNE

## TRAVAIL PRATIQUE DE DIPLOME

Microtechnique

<b>Titre:</b>	Nanosatellite		
<b>Candidat:</b>	Thomas ESTIER	<b>Section:</b>	Microtechnique
<b>Professeur:</b>	Roland Siegwart		
<b>Assistant 1:</b>	Roland Siegwart	<b>Assistant 2 :</b>	Markus Wiesendanger

### Introduction:

La tendance actuelle à la réduction des coûts et des temps de développement dans le domaine spatial provoque un vif intérêt pour la miniaturisation des satellites. Cette tendance, alliée aux progrès réalisés dans les microsystèmes rends envisageable la réalisation de nanosatellites. Par nanosatellite, on entend un satellite dont la masse peut varier de 1 à 10 kg. Formellement, il pourrait s'agir soit d'un robot téléopéré destiné à l'inspection ou à la manipulation en apesanteur, soit d'un satellite économique dont la tâche est fortement spécialisée.

### Travail demandé:

Le travail pratique de diplôme se déroulera en trois phases.

Dans un premier temps, il s'agira d'établir l'état de l'art dans les domaines de la propulsion et du contrôle, ainsi que d'identifier les applications potentielles de nanosatellites. De nouveaux concepts, basés sur cet état de l'art, devront être proposés, analysés et évalués sous l'angle de l'autonomie, de la contrôlabilité, du coût et du savoir-faire présent à l'EPFL.

Dans une seconde phase, un concept de nanosatellite correspondant à la solution la plus prometteuse devra être proposé.

Finalement, un prototype permettant l'étude de la faisabilité de certains aspects du nanosatellite sera conçu et réalisé sous la forme d'un démonstrateur. Celui-ci sera constitué d'un mobile se déplaçant sur coussins d'air. Le contrôle du mobile sera assuré par des capteurs embarqués et/ou par un feedback visuel provenant d'une caméra supplémentaire.

### Remarques:

Un rapport dactylographié comprenant en son début l'énoncé du travail suivi d'un résumé d'une page selon modèle standard sera remis le 19 février 1999 à 12 heures au plus tard en 3 exemplaires.

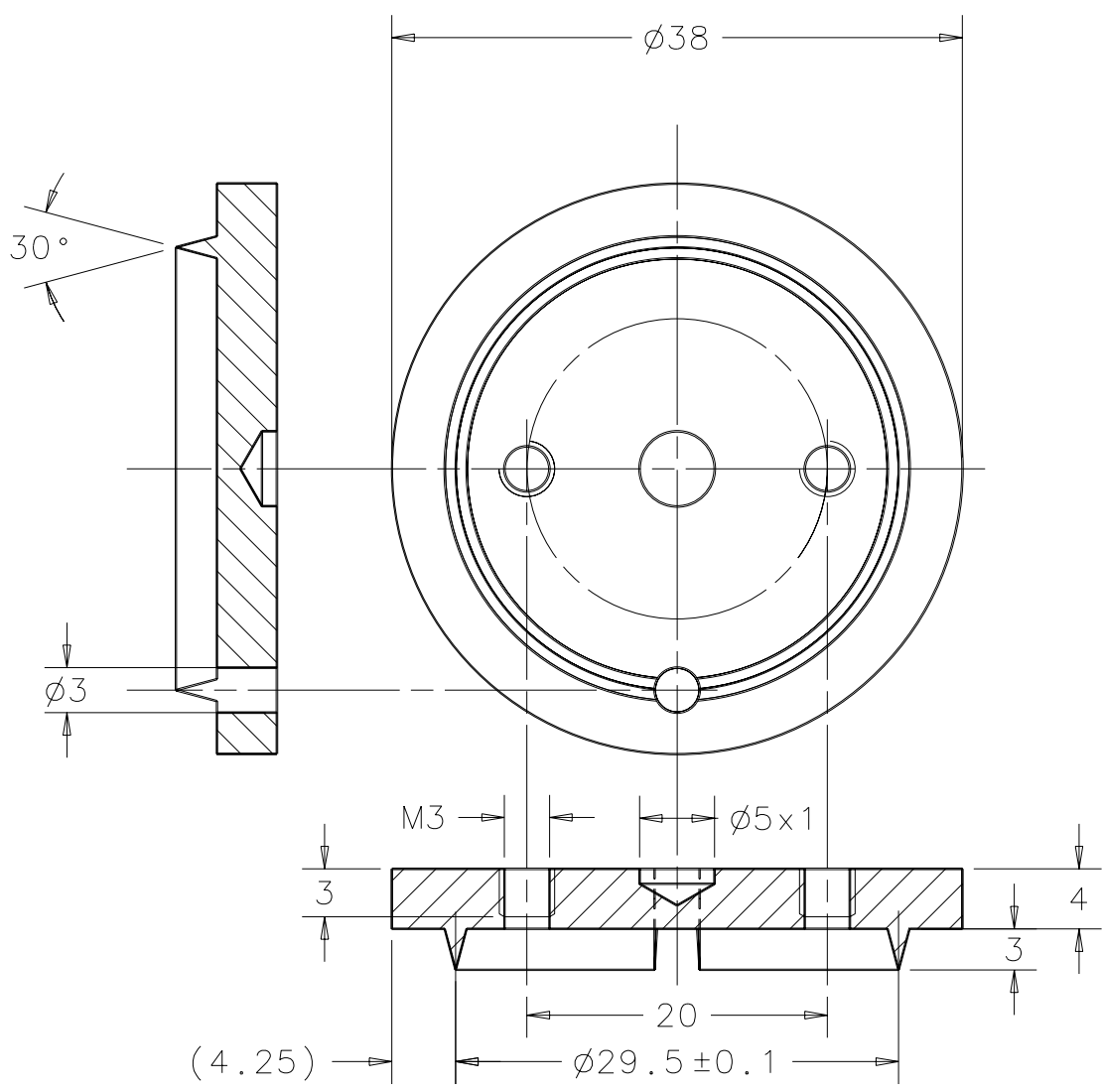
Une défense de 45 minutes (environ 25 minutes de présentation et démonstration, plus 20 minutes de réponses aux questions) aura lieu dans la période du 8 au 15 mars 1999.

Le Professeur responsable:

R. Siegwart

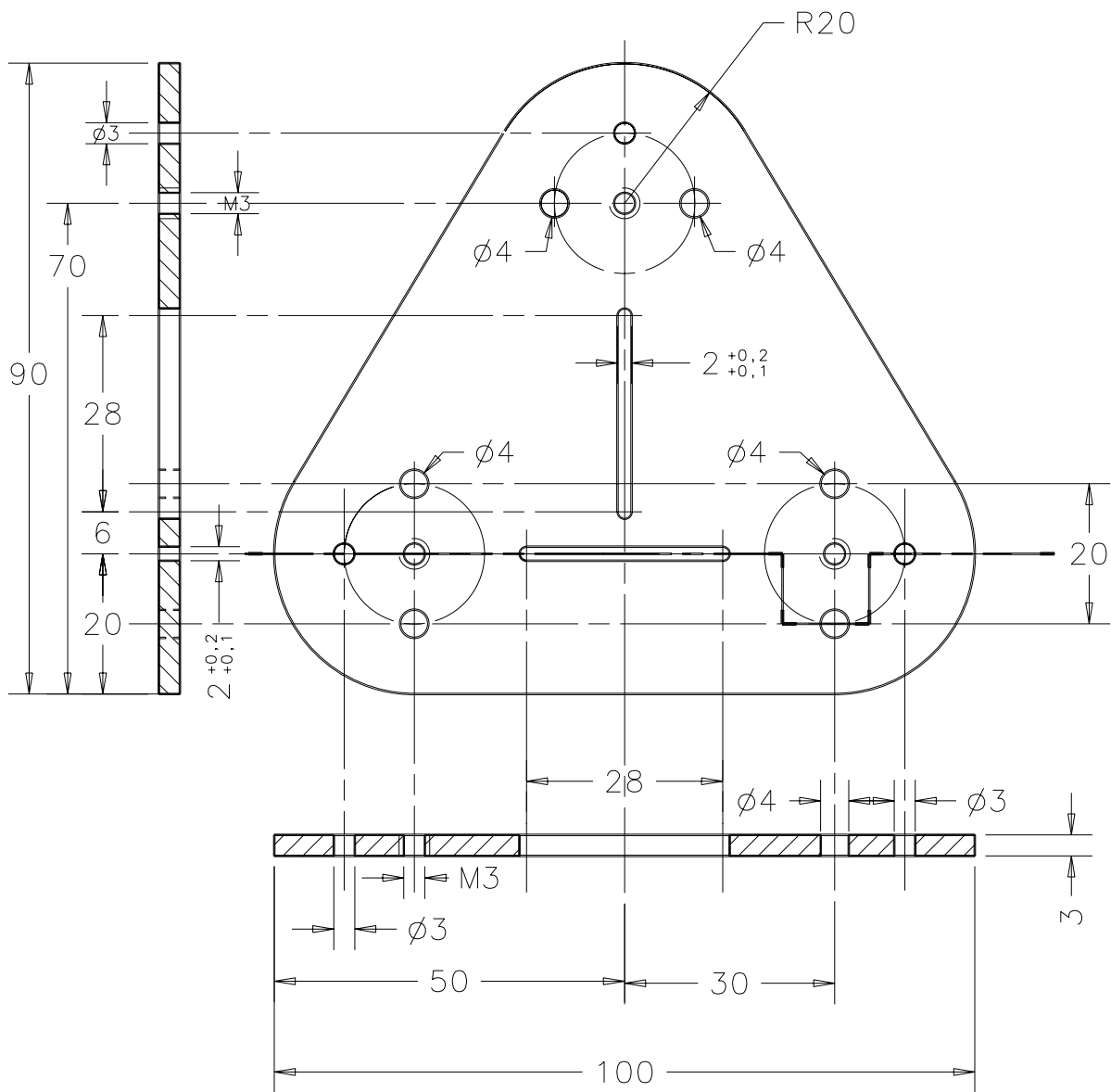
Lausanne, le 19 octobre 1998






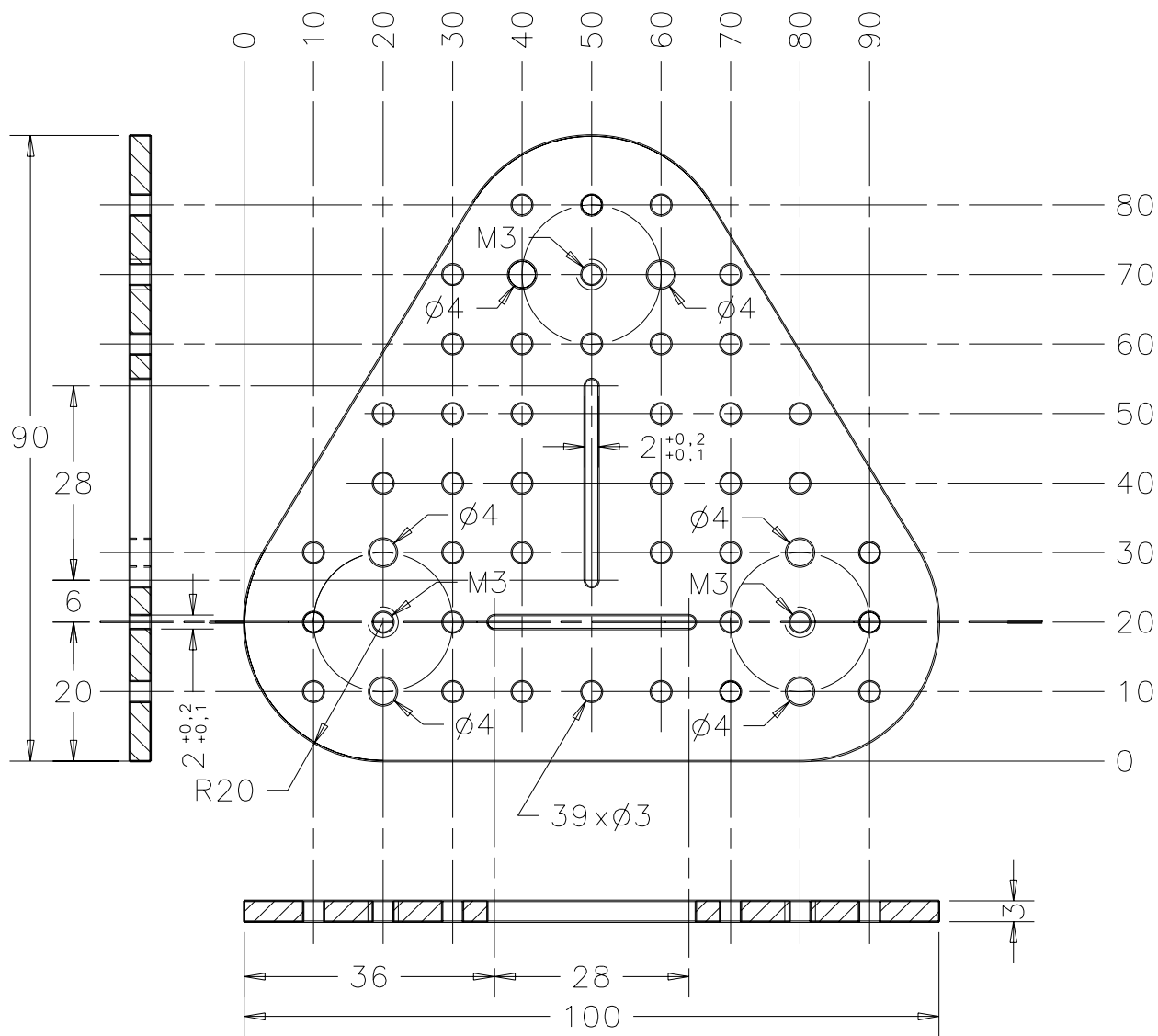
Tolerances Generales SN 258440 - m

	3			PMMA				
Pos.	Quantité	Unité	Numéro d'identification		Dénomination/caractéristiques			
Mod.			Mod.		Dessiné	Thomas Estier	Echelle 2:1	
					Contrôlé			
					Conf. aux normes			
					Bon pour exécution			
Sans nomenclature séparée					N° de commande			
Nomencl. sép. de même N°					Origine	Nb. feuilles		Feuille N°
Nomencl. sép. de N° différent				N° d'ident.	Remplace			
				Dénomination	patin		N° de dessin	




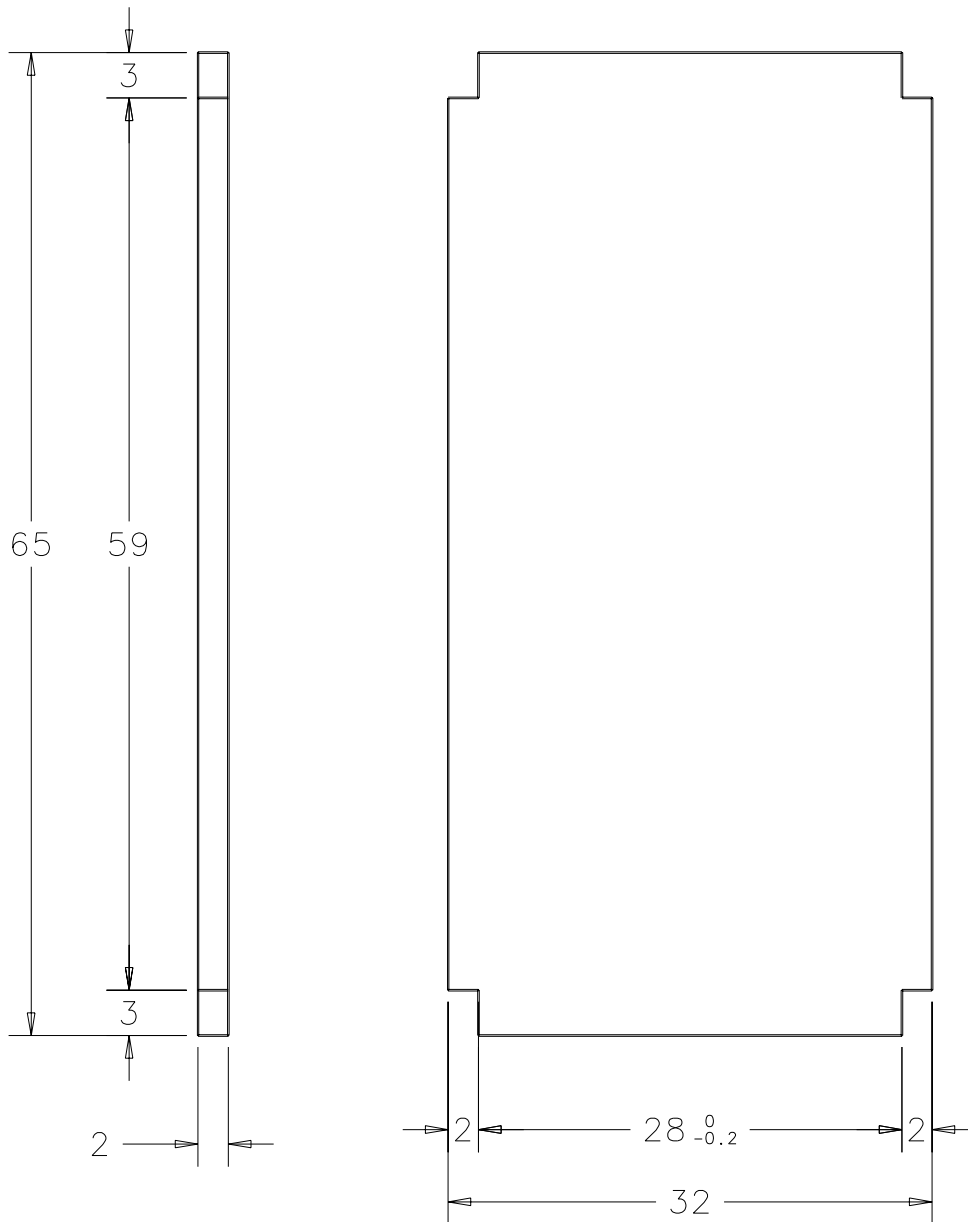
Tolerances generales SN 258440 - m

1				A1			
Pos.	Quantité	Unité	Numéro d'identification		Dénomination/caractéristiques		
Mod.			Mod.		Dessiné	Thomas Estier	
				Contrôlé			
				Conf. aux normes			
				Bon pour exécution			
Sans nomenclature séparée				N° de commande			
Nomencl. sép. de même N°				Origine		Nb. feuilles	Feuille N°
Nomencl. sép. de N° différent				N° d'ident.			
				Dénomination			N° de dessin
				base			

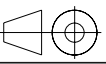



Tolerances Generales SN 258440 - m

1		A1					
Pos.	Quantité	Unité	Numéro d'identification		Dénomination/caractéristiques		
Mod.			Mod.		Dessiné	Thomas Estier	Echelle 1:1
				Contrôlé			
				Conf. aux normes			
				Bon pour exécution			
Sans nomenclature séparée				N° de commande			
Nomencl. sép. de même N°			N° d'ident.		Origine	Nb. feuilles	Feuille N°
Nomencl. sép. de N° différent					Remplace		
		Dénomination somme t				N° de dessin	



*Tolerances Generales SN 258440 - m*

	2			A1				
Pos.	Quantité	Unité	Numéro d'identification		Dénomination/caractéristiques			
Mod.			Mod.		Dessiné	Thomas Estier	Echelle 2:1	
					Contrôlé			
					Conf. aux normes			
					Bon pour exécution			
Sans nomenclature séparée					N° de commande			
Nomencl. sép. de même N°					Origine	Nb. feuilles		Feuille N°
Nomencl. sép. de N° différent				N° d'ident.	Remplace			
				Dénomination <i>separateur</i>			N° de dessin	

