

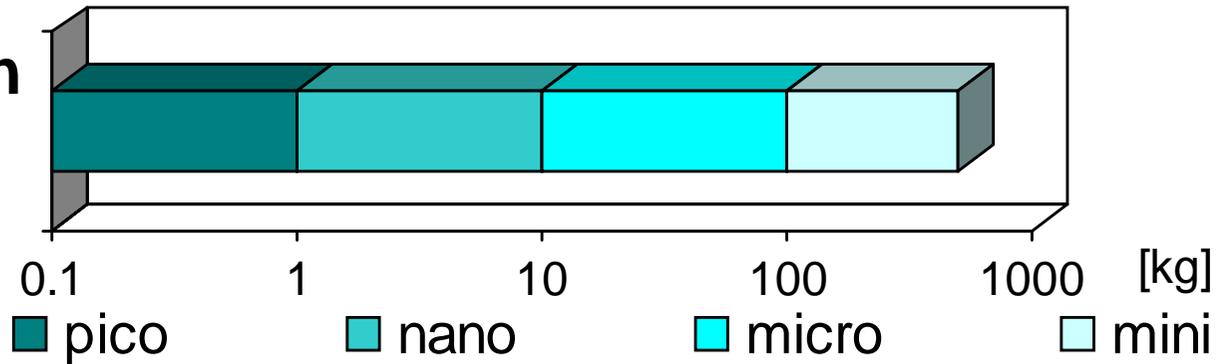


- **Cahier des charges, Définition & Motivations**
- **Systeme & sous-systèmes**
 - ⇒ GNC
 - ⇒ Propulsion
- **Environnement**
 - ⇒ Température & Pression
 - ⇒ Champs magnétiques & Radiations
 - ⇒ Débris spatiaux
- **Domaines d 'application**
- **Concept proposé**
- **Conclusion**



Cahier des charges

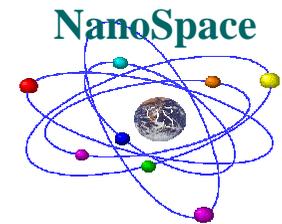
• Définition



• Objectifs

⇒ Identification de l'état de l'art

- réalisations éventuelles
- études des sous-systèmes



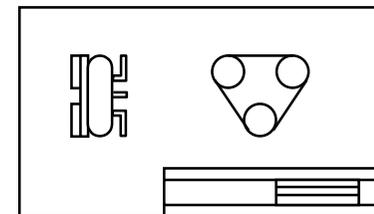
⇒ Proposition d'un concept

- définition de la mission
- étude préliminaire



⇒ Réalisation d'un démonstrateur

- « simulation » apesanteur 2D
- application pour squeeze films





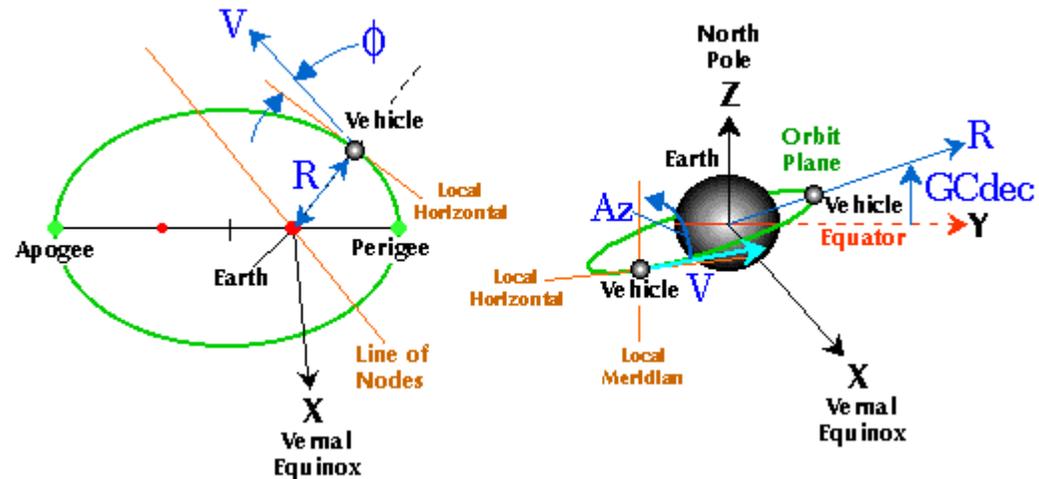
Bases de mécanique orbitale

• Globalement

$$\Rightarrow \vec{F} = -\frac{GMm}{r^3}\vec{r} = -\frac{\mu m}{r^3}\vec{r}$$

$$\ddot{\vec{r}} + (\mu r^{-3})\vec{r} = 0$$

$$\Rightarrow |\vec{v}| = \sqrt{\frac{\mu}{r}}, \quad T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

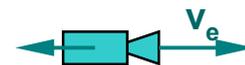


• Localement

$$\Rightarrow \text{microgravité} \quad \frac{d(m\vec{v})}{dt} = \vec{0}$$



$$\rightarrow (m_1 + m_2)(\vec{v}_1 + \vec{v}_2) = m_1\vec{v}_1 + m_2\vec{v}_2$$



$$\rightarrow \Delta v = v_e \ln \frac{m_0}{m_0 - \Delta m}$$

• Perturbations

⇒ externes

- gradient de gravité (soleil, lune, non sphéricité de la terre)
- champ magnétique
- radiations solaires
- frottements atmosphériques

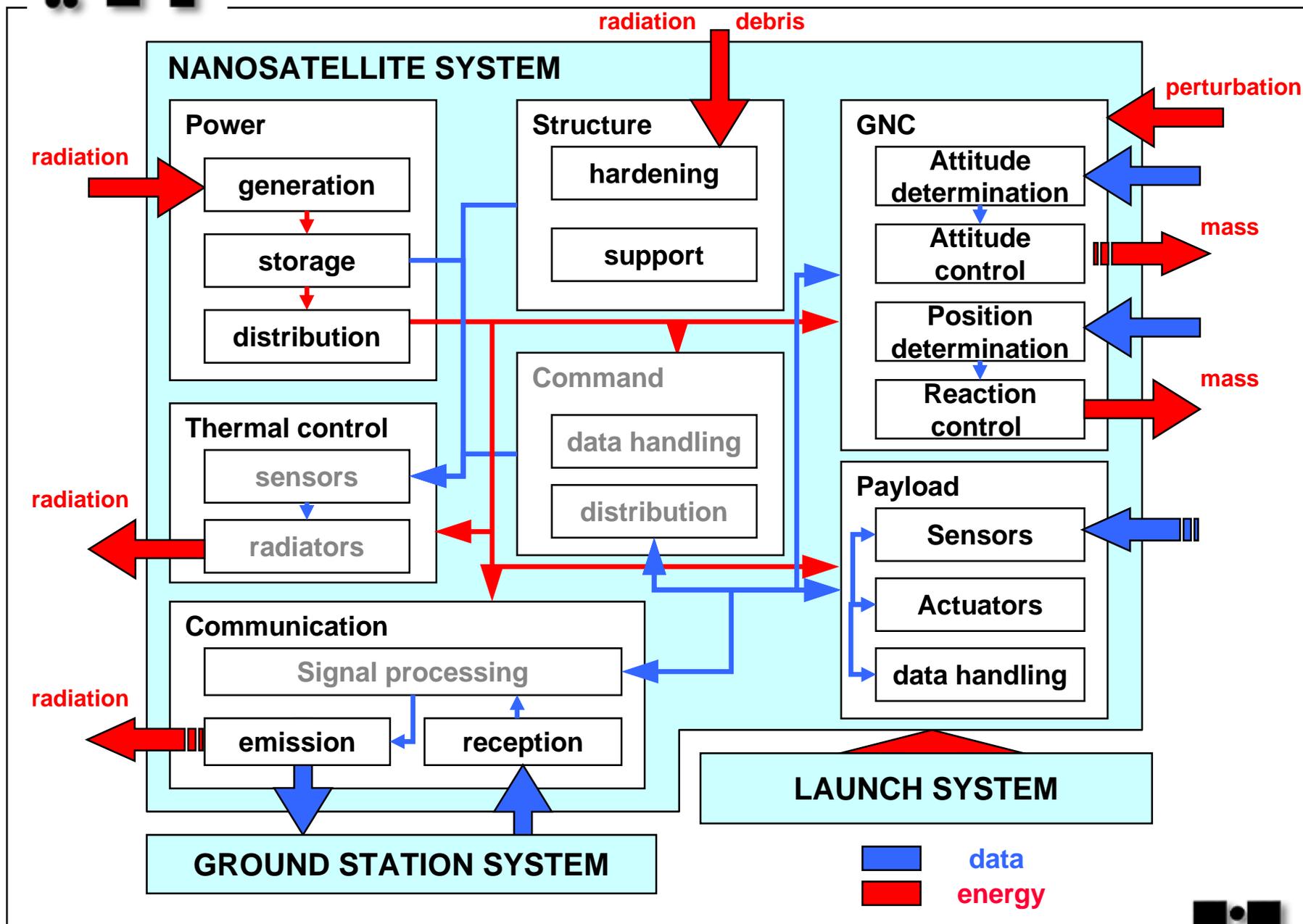
⇒ internes

- incertitudes sur centre de gravité
- incertitudes sur propulsion
- modes vibratoires





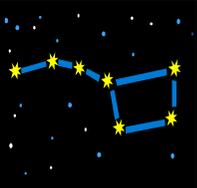
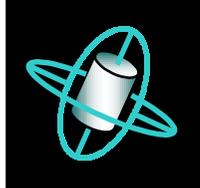
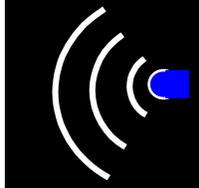
Schéma bloc fonctionnel



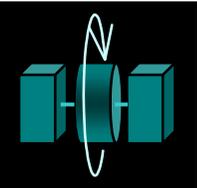
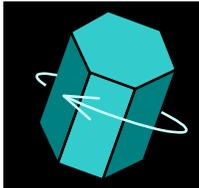
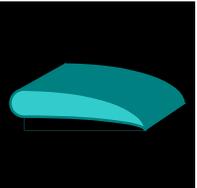
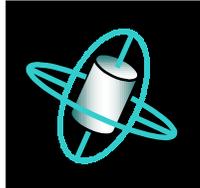
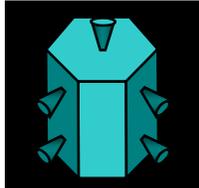
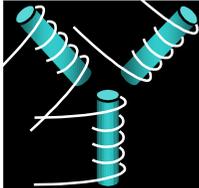


GNC (Guidance, Navigation & Control)

• Détermination

Systems							
	Star traker	Sun sensors	Horizon ref sensor	GPS	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°
	•Inertial reference	•Need 2nd ref •Eclipse...	•No moving pieces	•LEO only •no moving pieces	•need 2nd ref •consumption	•Slave sat only	•need 2nd ref •no moving pieces

• Contrôle

Systems							
	Reaction wheel	Spin stabilization	Aero-dynamics	Gravity gradient	CMG (gyroscope)	thrusters	Magnetic torquers
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
	•Inertial pointing	•Inertial reference	•LEO only	•passive system	•consumption	•Mass changes	•No movement

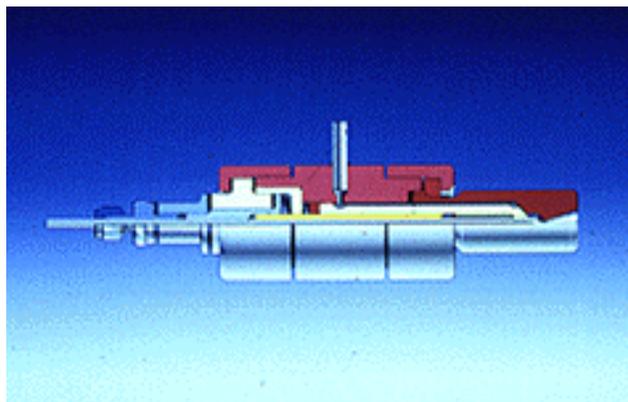
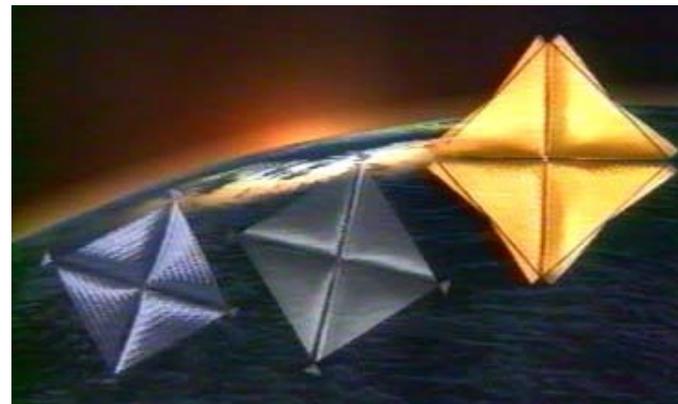




Propulsion (options novatrices)

- **Voiles solaires**

- ⇒ $9 \mu\text{Nm}^{-2}$, $I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} = \frac{v_e}{g} = \infty \text{ s} !$
- ⇒ inépuisable
- ⇒ rigidité de structure, dépliage



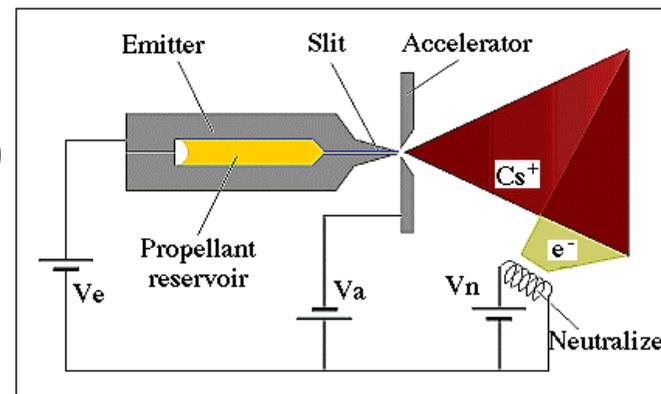
- **Résistojet**

- ⇒ $5 - 500 \mu\text{N}$, $I_{sp}=150 - 700 \text{ s}$
- ⇒ haute performance, faible consommation, intégrable
- ⇒ en développement

- **FEEP**

(Field Effect Electric Propulsion)

- ⇒ $1 - 100 \mu\text{N}$, $I_{sp}=2000 - 6000 \text{ s}$
- ⇒ très haute performance, intégrable
- ⇒ en développement, gde consommation

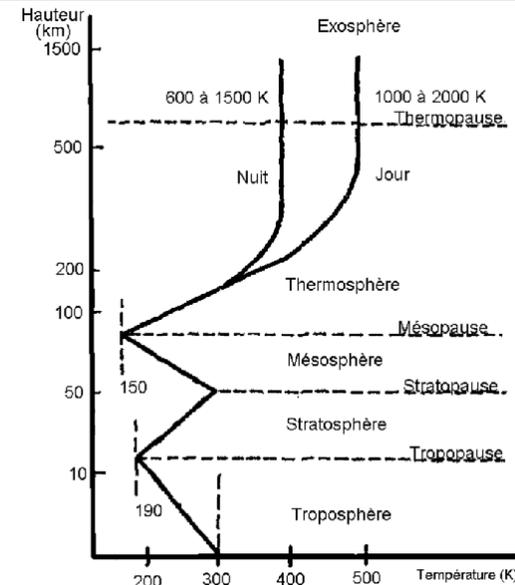




Environnement : T° et P, ...

- **Température**

- ⇒ **Stratosphère :**
absorption des UV (200-300nm) par l'ozone
- ⇒ **Thermosphère :**
absorption des UV (< 200nm) puis, prédominance des radiation solaires



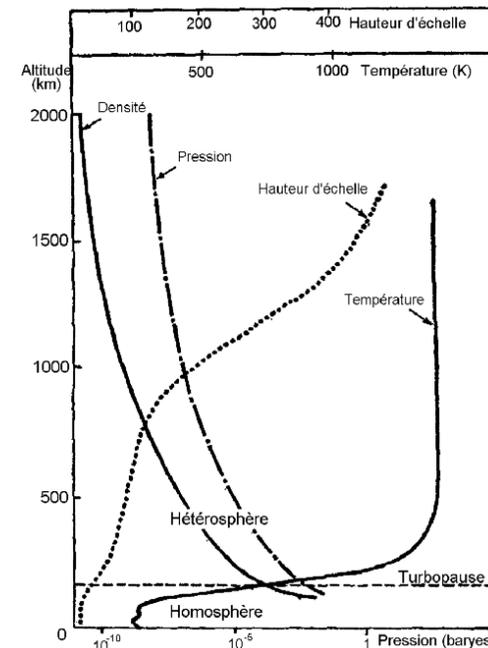
- **Pression**

$$\rho = \rho_0 e^{-\frac{z-z_0}{H}}$$

$$H = \frac{kT}{mg} : \text{hauteur d'échelle}$$

⇒ « atmospheric drag »

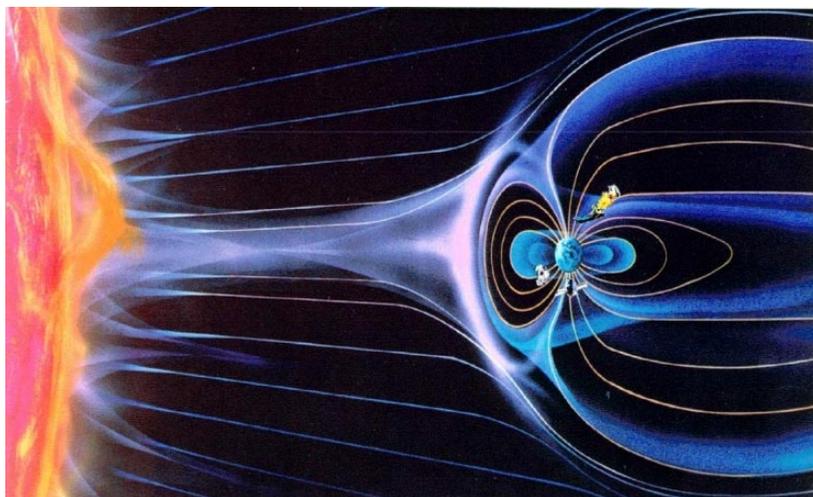
$$F = \frac{1}{2} C_D A_e \rho v^2 \begin{cases} C_D \sim 2,2 : \text{Drag coef.} \\ A_e : \text{cross sectional Area} \end{cases}$$



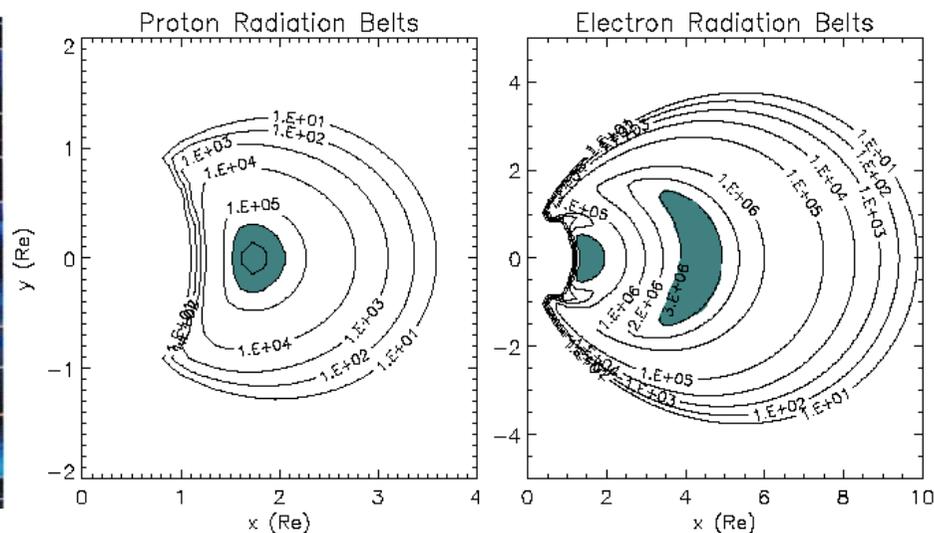


... champs magnétiques & radiations, ...

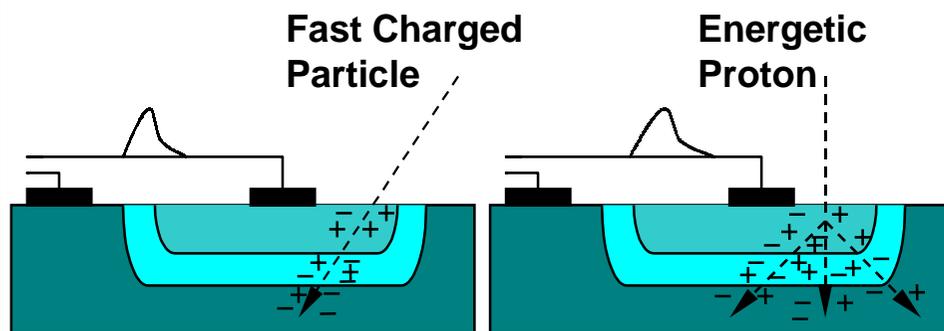
- **Configuration**



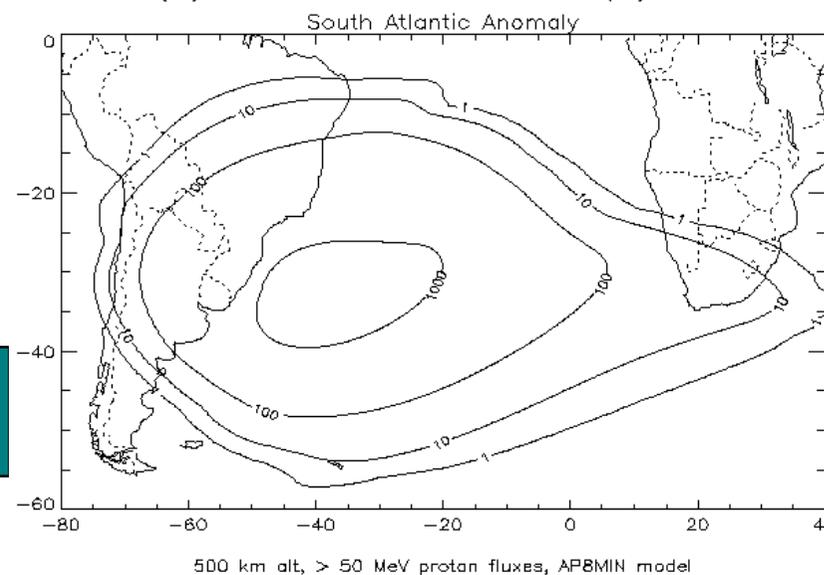
- **Ceintures de Van Allen**



- **Effets sur l'électronique**



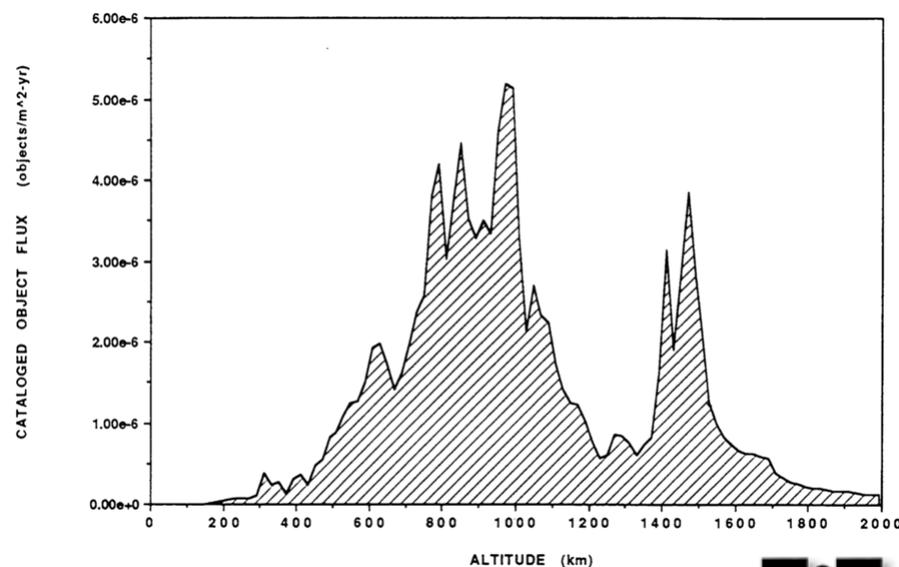
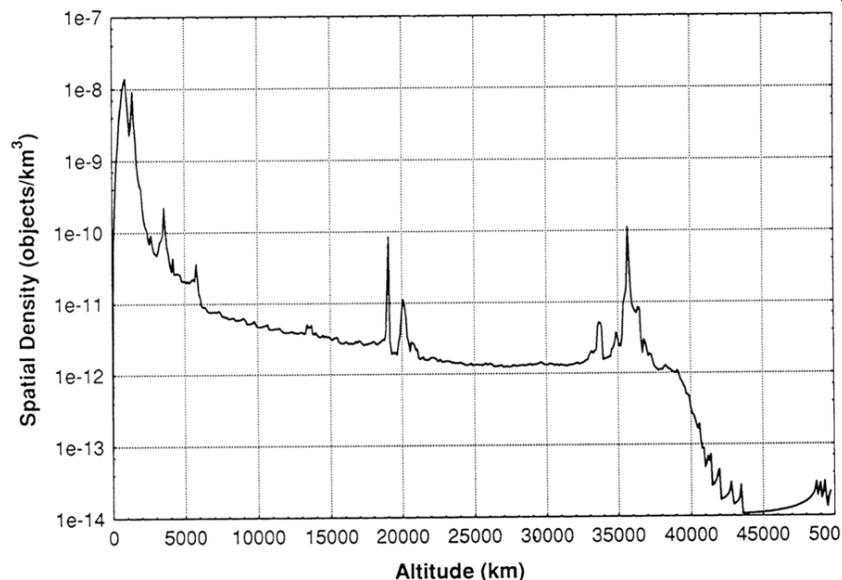
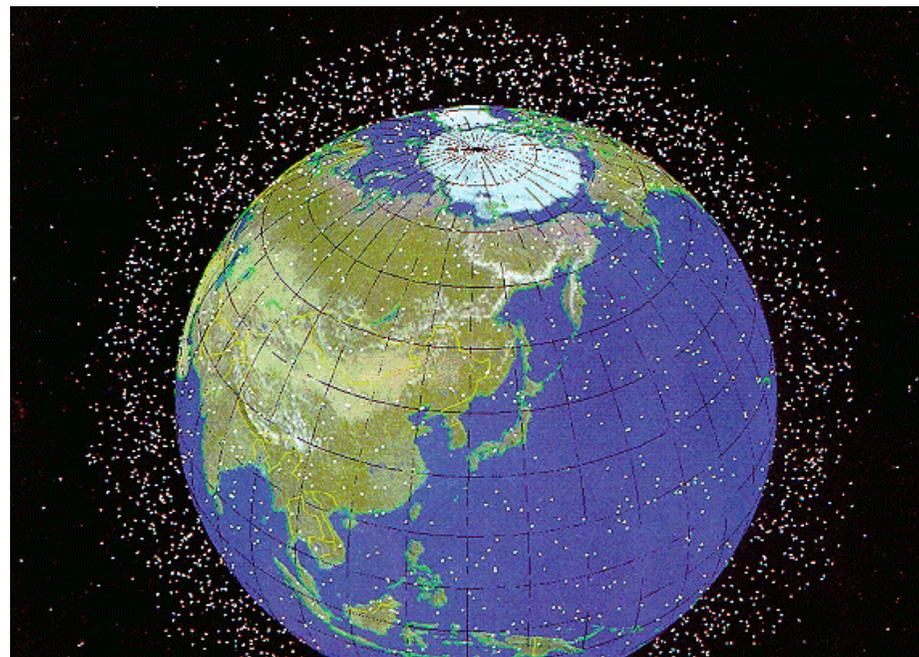
⇒ bit fantôme, reset, destruction





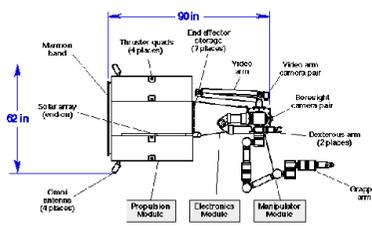
... débris spatiaux

- **Nombre important**
 - ⇒ **> 10 cm : >10'000**
(0,5% mais 99,5% masse)
 - ⇒ **1 mm - 10 cm :**
dizaines de millions
 - ⇒ **< 1 mm**
mille milliard
- **Probabilité reste faible**
 - ⇒ **Flux < $10^{-5} \text{ m}^{-2}\text{an}^{-1}$**





Domaines d'application

Description	Spécificité	Principales difficultés	réalisation éventuelle
inspection extra-véhiculaire satellite esclave	<ul style="list-style-type: none"> interaction passive missions courtes (faible autonomie) téléopérations 	<ul style="list-style-type: none"> risque de collision avec hôte risque de perte 	
satellite d'inspection	<ul style="list-style-type: none"> haut degré d'autonomie requis usage unique envisageable 	<ul style="list-style-type: none"> risque de collision avec cible contrôle et modification fréquente d'orbite si multi-mission 	 <ul style="list-style-type: none"> Free-flyer in ISS environment Operational: 2002-2012 Tasks: <ul style="list-style-type: none"> Inspection of surfaces (ISS, STS) EVA support Environmental sensing
satellite de maintenance ou robot d'assemblage	<ul style="list-style-type: none"> interaction active autonomie de propulsion selon application 	<ul style="list-style-type: none"> risque de collision perturbation trajectoire de la cible (échange de mv) contrôle et modification fréquente de trajectoire (voire orbite) contrôle de force, de couple 	
Intercepteur de déchets spatiaux	<ul style="list-style-type: none"> faible autonomie possible autonomie de commande possible 	<ul style="list-style-type: none"> absorption d'énergie cinétique résistance mécanique détection d'objets de faible taille avec une vitesse élevée 	non
Ramasseur de déchets spatiaux	<ul style="list-style-type: none"> commande totalement autonome durée de vie en fonction de l'efficacité 	<ul style="list-style-type: none"> absorption d'énergie cinétique résistance mécanique détection d'objets de faible taille avec une vitesse élevée 	non pour actif, concept proposé pour passif





Domaines d 'application (suite)

Description	Spécificité	Principales difficultés	réalisation éventuelle
nanosatellite pédagogique	<ul style="list-style-type: none"> • mission spécifique 	<ul style="list-style-type: none"> • temps de cycle très courts 	oui, prg SQUIRT (micro)
nanosatellite d'essai	<ul style="list-style-type: none"> • faible coût • courte durée de vie • mission ultra spécifique 	<ul style="list-style-type: none"> • intégration, production en série • temps de cycle très court 	oui SAPHIRE, ODIE (micro)
microsatellite lanceur de picosat	<ul style="list-style-type: none"> • mesures multiples • fonctionnement en " agréga " 	<ul style="list-style-type: none"> • collection simultanée des mesures 	
nanosatellite pour expérience en apesanteur	<ul style="list-style-type: none"> • espace réduit d'expérimentation • faible coût (orbite) • flexibilité 	<ul style="list-style-type: none"> • intégration, • production en mini série • système de lancement dédié 	non
nanosatellite pour imagerie localisée	<ul style="list-style-type: none"> • contrôle simple • webcam en direct 	<ul style="list-style-type: none"> • Qualité optique, résolution • communication en flux continu 	idée probablement en route au SSDL
nanosatellite pour imagerie combinée	<ul style="list-style-type: none"> • mesure de relief terrestre 	<ul style="list-style-type: none"> • Qualité optique, résolution • mesure relief 	oui, mais d'après image sat classique et couplage de donnée sat avec image avion
nanosatellite de télécommunication	<ul style="list-style-type: none"> • orbites de faibles altitudes • mission spécifique 	<ul style="list-style-type: none"> • intégration • durée de vie 	non
caméra spatiale	<ul style="list-style-type: none"> • suivit du lancement de la navette 	<ul style="list-style-type: none"> • assurer « rendez-vous » sans collisions • haut débit de communication 	non





Concept: NanosatOnTheWeb

- Orbitale

- ➔ LEO: 700 km, Polaire: inclinaison 80-90°
- ➔ vitesse : 7.452 km/s , période : 98.77 min, eclipse : 35.3 min

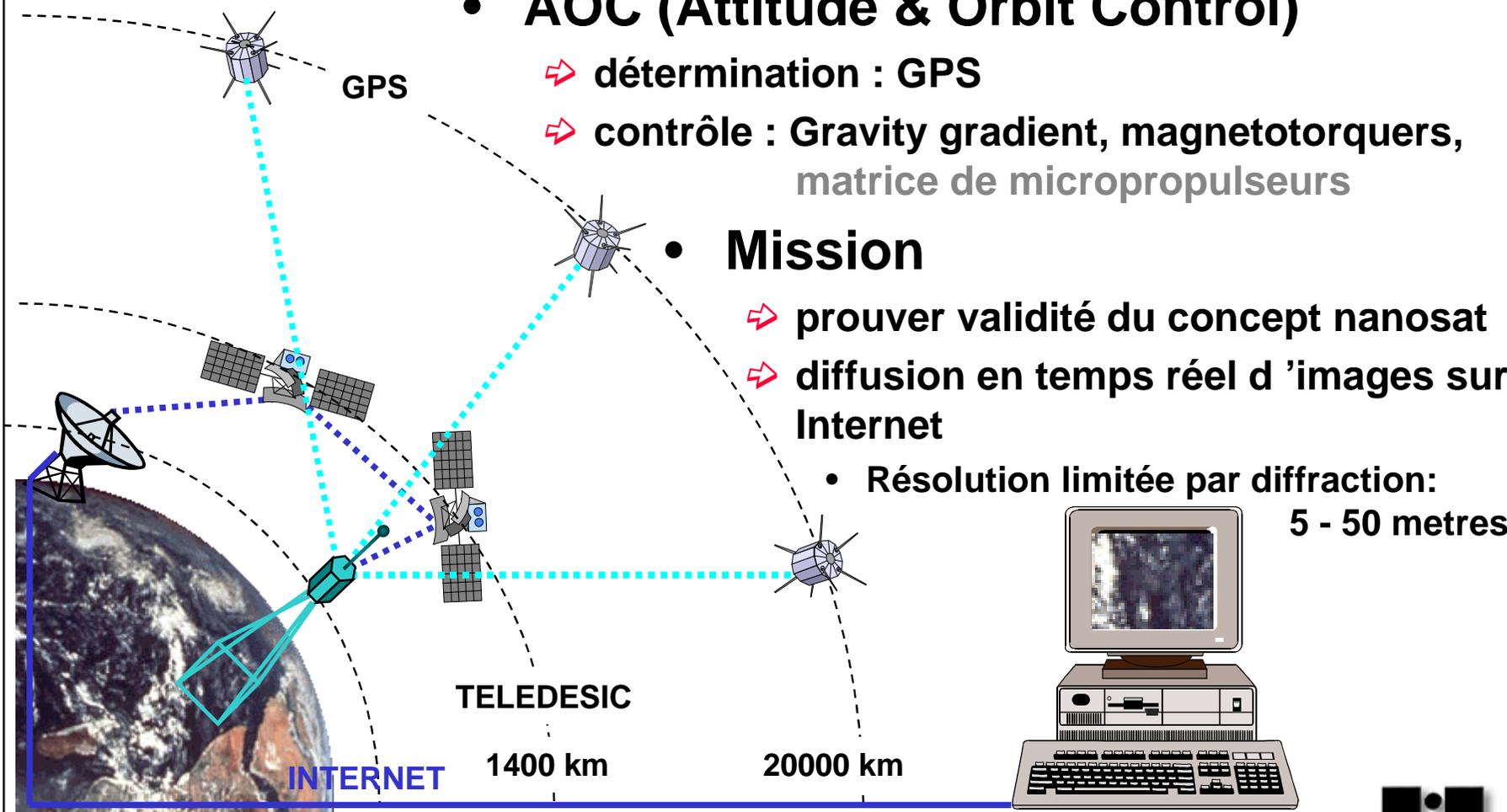
- AOC (Attitude & Orbit Control)

- ➔ détermination : GPS
- ➔ contrôle : Gravity gradient, magnetotorquers, matrice de micropropulseurs

- Mission

- ➔ prouver validité du concept nanosat
- ➔ diffusion en temps réel d'images sur Internet

- Résolution limitée par diffraction:
5 - 50 metres





Options de simulations

- **Simulateur soft**

- ⇒ **VRML + Java**

- Bibliothèque de propriétés (masse, Inertie, etc.) à créer
 - Moteur d'interaction à développer

VRML

- ⇒ **Java 3D**

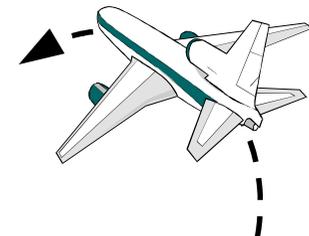
- Implémentation lourde
 - Possibilité de générer des animations VRML



- **Simulateur hard**

- ⇒ **vol parabolique**

- conditions de test les plus réelles
 - durée de simulation courte → disponibilité et coût



- ⇒ **mobile sur coussin d'air pulsé sur table en marbre**

- interfaçage lourd
 - puissant
 - fluïdique peut influencer le mouvement



- ⇒ **mobile sur squeeze film**

- possibilité de mobile autonome
 - grande portabilité, visibilité





Conclusion

- **En résumé :**

- ⇒ ∃ besoin d'un satellite à faible coût de développement, de mise sur orbite et d'exploitation.

- ⇒ Le nanosatellite rencontre ces exigences :

- faible masse, faible volume → faibles coûts de lancement
- faible risque d'impact avec débris spatiaux (même en LEO)
- faibles radiations en basse orbite
- → technologies standards possibles
- ∃ de plus en plus de microsystèmes adaptés ou adaptables (GNC, propulsion, communication, vision, etc.)
- potentialité de production en (petites) séries

- ⇒ Réalisation à la portée d'une PME

- ⇒ Plusieurs équipes commencent à travailler sur des nanosatellites, quasiment toutes au niveau du concept.

- **Suite du diplôme :**

- ⇒ démonstrateur

- ⇒ rédaction

