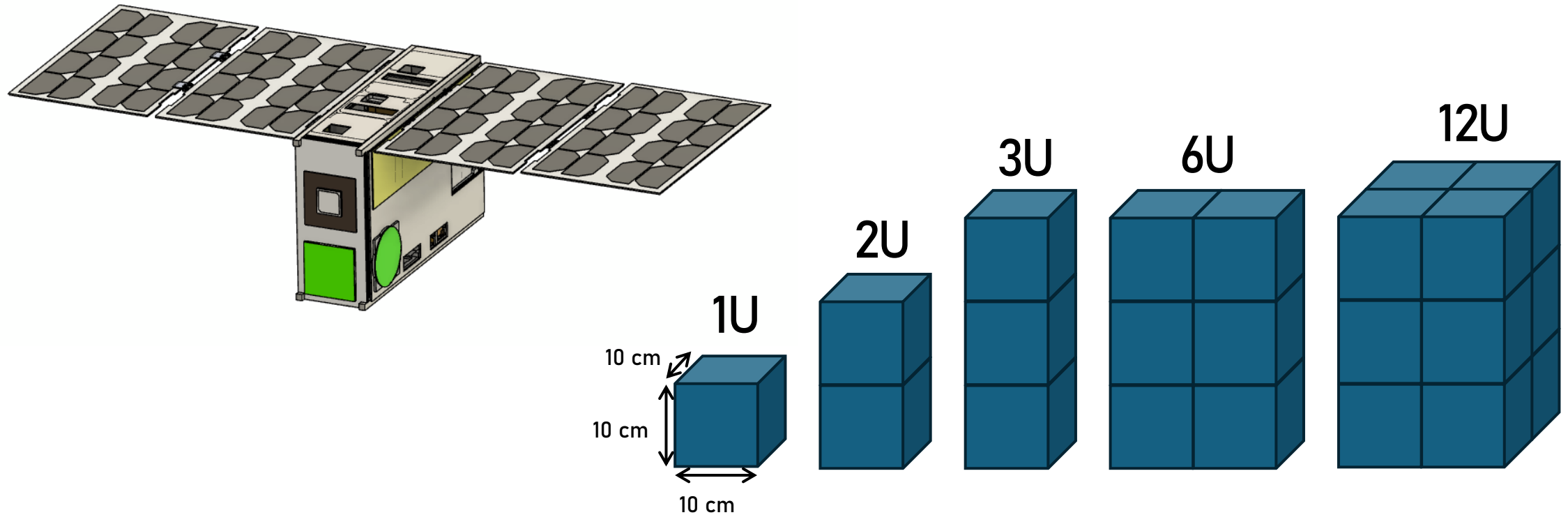


# **Les bases (détaillées) des CubeSats**

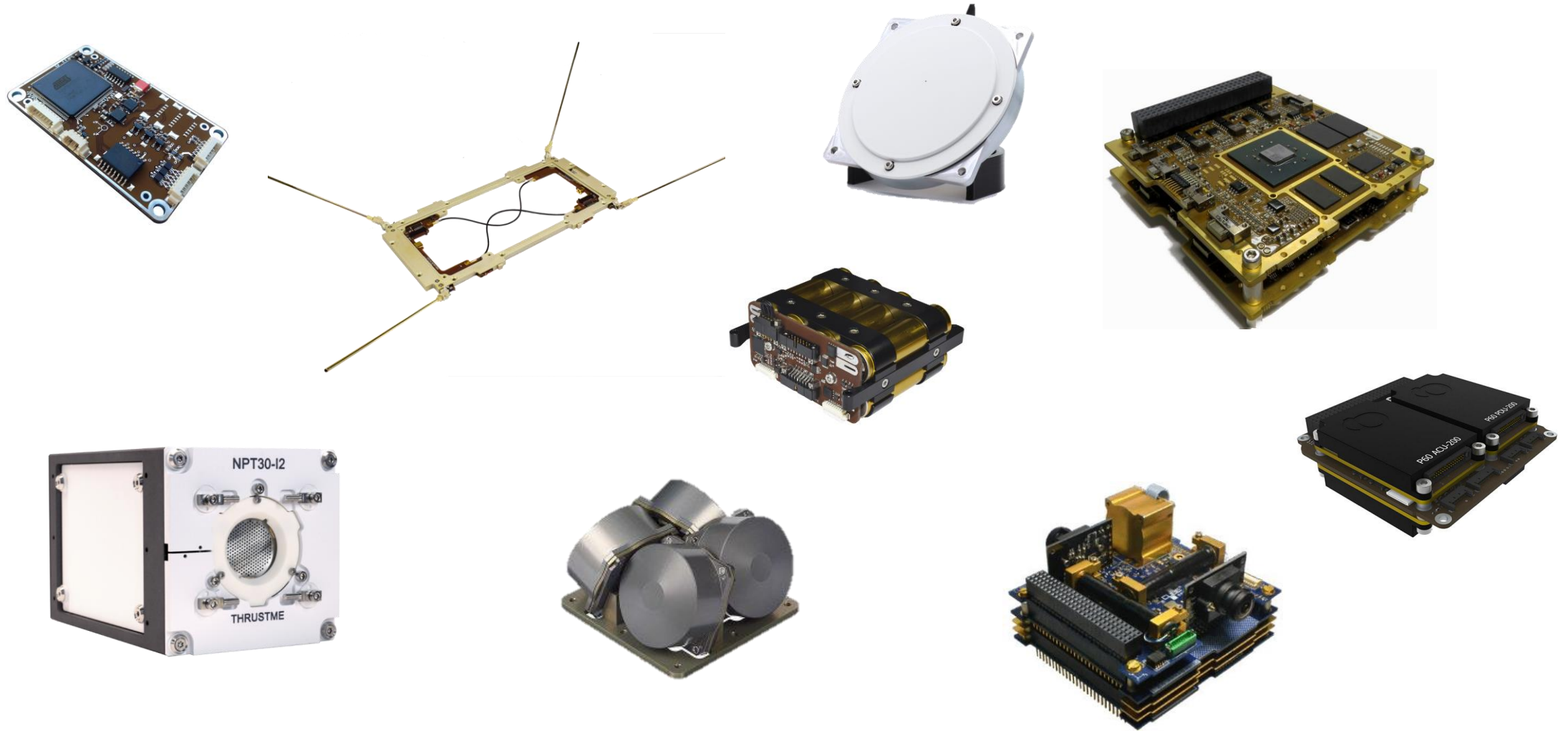
*Comment concevoir un nanosatellite ?*

# Un satellite dans une boîte à chaussures...



Les CubeSats forment une famille de satellites fondée sur un standard de 10x10x10cm (1U) qui peuvent être assemblés pour former de plus gros satellites.

# ... qui cache de nombreux composants



# Objectifs

*Le but de cette présentation est de vous permettre **de découvrir les composants d'un (nano)satellite, de comment se structure un projet spatial ainsi que d'acquérir les bases de la mécanique spatiale nécessaire à l'analyse mission.** Ca ne remplacera pas un véritable cours donc n'hésitez pas à fouiller Internet (Wikipédia est toujours une mine d'or, laissez-vous vous perdre dans ses pages), des papiers scientifiques ou des livres. N'hésitez pas aussi à me contacter pour toute question : [aurelien.genin@polytechnique.org](mailto:aurelien.genin@polytechnique.org)*

- ⇒ Vocabulaire de base des satellites
- ⇒ Sous-systèmes, bases d'ingénierie système et compromis techniques
- ⇒ Organisation d'un projet spatial
- ⇒ Bases de mécanique orbitale pour l'analyse mission

# Sommaire

## Organisation d'un projet spatial :

- Phases du projet, cycle en V

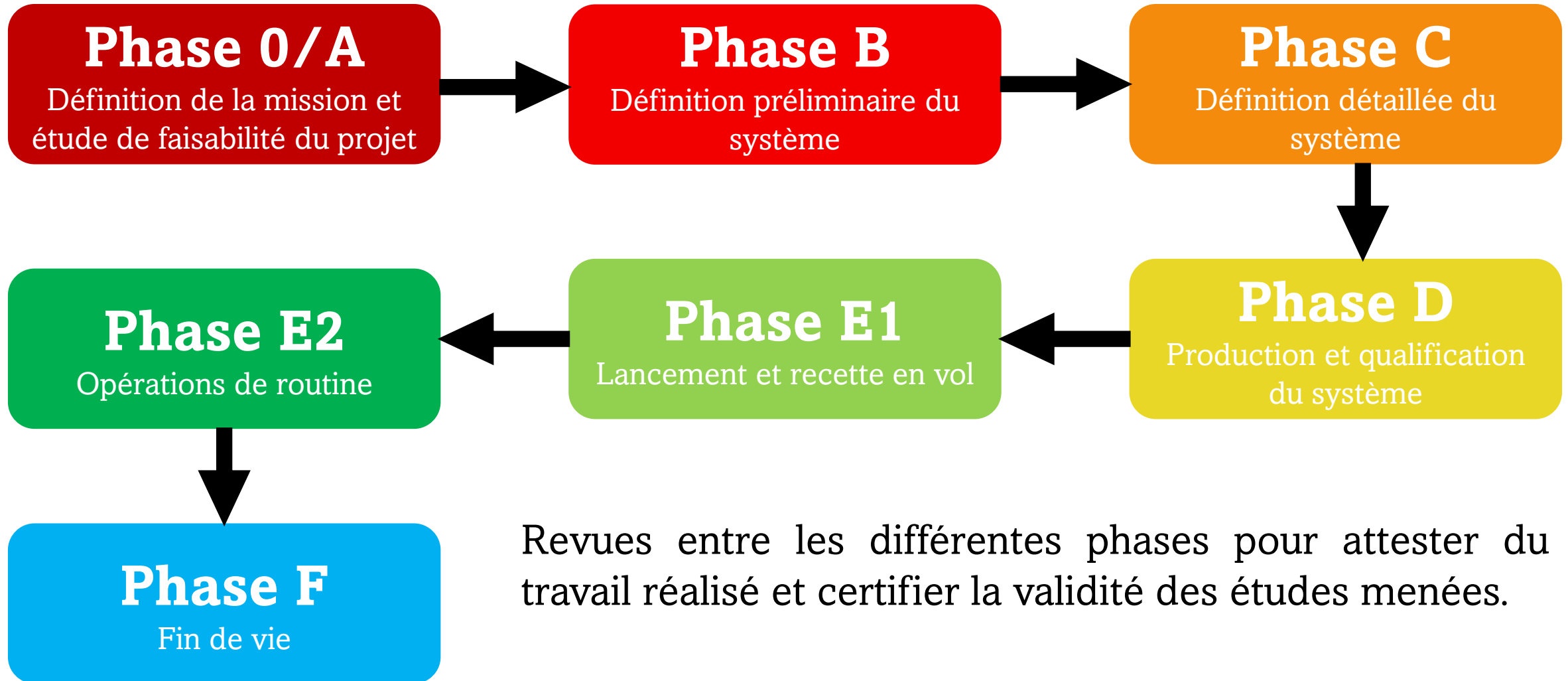
## Composition d'un satellite :

- Charge utile (*Payload*, CU)
- Système de Contrôle d'Attitude et d'Orientation (SCAO)
- Télécommunications (COM)
- Système électrique (*Electric Power System*, EPS)
- Système de contrôle thermique (*Thermal Control System*, TCS)
- Ordinateur de bord (*On-Board Computer*, OBC)
- Structure (STR)
- Assemblage, intégration et tests (AIT)

## Mécanique orbitale :

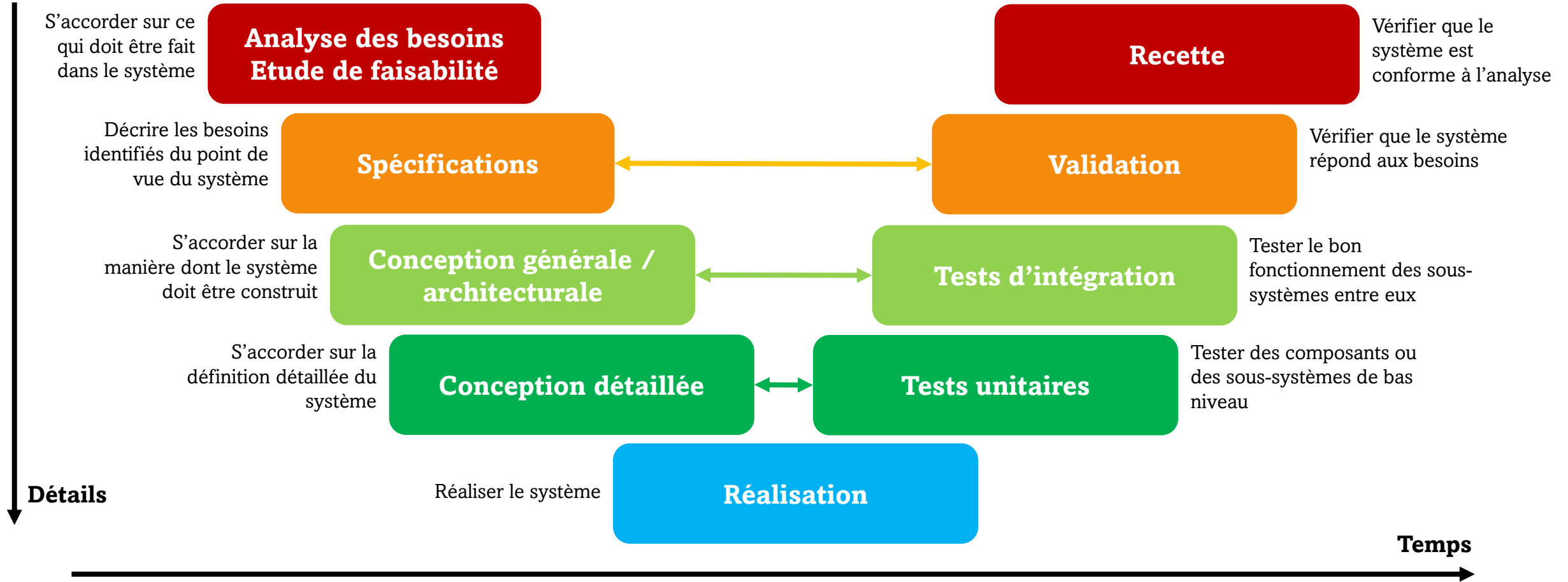
- Paramètres orbitaux
- Perturbations
- Orbites classiques
- Manœuvres, fin de vie

# Projet spatial - Phases



Revue entre les différentes phases pour attester du travail réalisé et certifier la validité des études menées.

# Projet spatial – Cycle en V

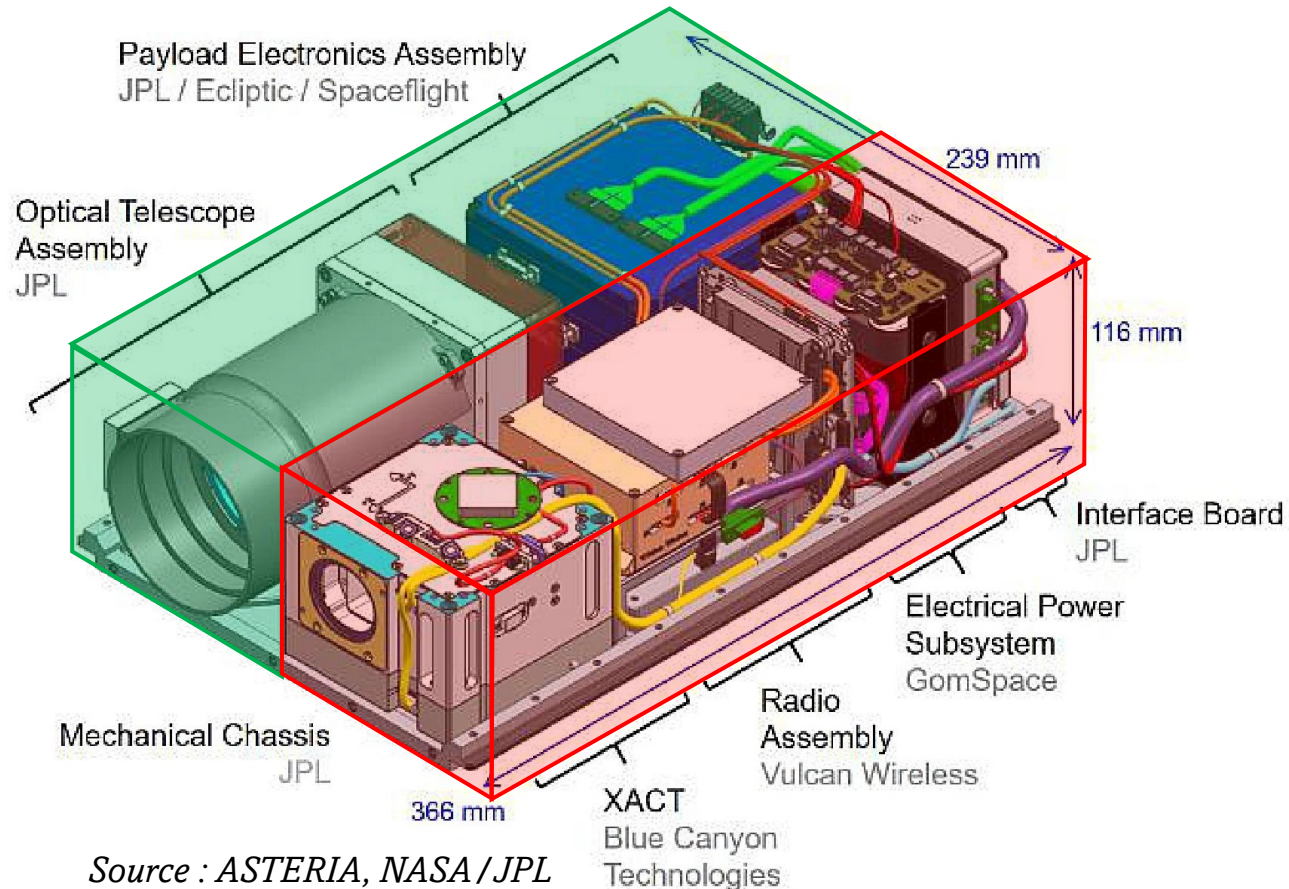


Cycle de développement d'un système commençant par la définition de spécifications, jusqu'à la réalisation, puis à des tests de plus en plus complets afin de valider le respect des spécifications établies.

# Composition d'un satellite

## Charge utile

Partie scientifique du satellite. C'est l'ensemble des instruments (télescopes, capteurs, magnétomètres, spectromètres de masse...) ainsi que de leur électronique de contrôle.



## Plateforme

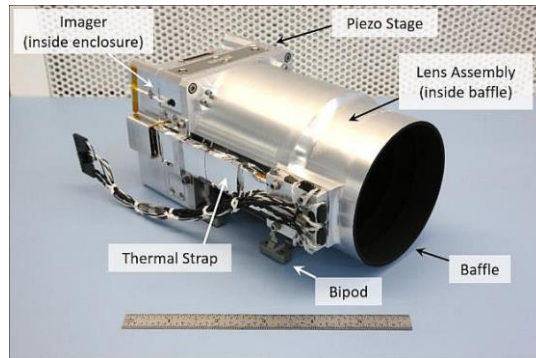
Partie technique du satellite. C'est l'ensemble des sous-systèmes qui assurent le fonctionnement de la charge utile (contrôle d'attitude, thermique, électricité, communications...)



# Charge utile

## Mesures à distance

### Télescope



Source : ASTERIA, NASA/JPL

## Mesures *in situ*

Spectromètre de masse, magnétomètre,  
sonde de Langmuir...



Source : GSFC INMS

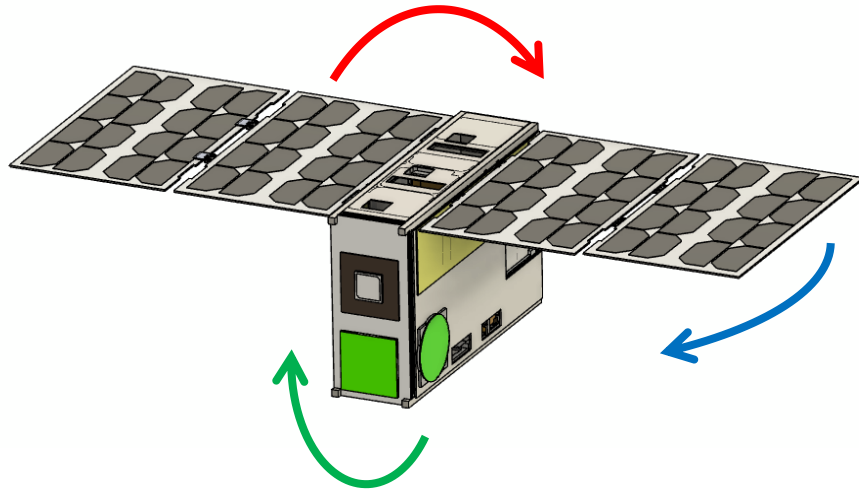


Source : Dellingr

La charge utile est conçue en fonction de l'objectif scientifique du satellite. Cet objectif donne des besoins techniques pour la charge utile (résolution, sensibilité, plage de mesure...), ce qui donne également des contraintes pour la plateforme (précision de pointage, stabilité en température, transfert de données...) qui sont bilatérales : la charge utile doit s'adapter aux limitations et contraintes de la plateforme.

# Plateforme – Système de Contrôle d’Attitude et d’Orbite (SCAO)

Les satellites doivent (généralement) contrôler leur attitude et leur orbite, ou *a minima* les connaître. Ci-dessous quelques exemples de missions qui peuvent nécessiter de connaître et/ou contrôler l’attitude et/ou l’orbite du satellite.



**Attitude = Orientation du satellite**

La détermination de l’orbite (où est le satellite ?) et de son attitude (dans quel sens est-il ?) sont nécessaires pour contextualiser les mesures scientifiques (où mesure-t-on cette valeur ?) ! Le contrôle de l’attitude est bien souvent nécessaire !

Déterminer / Contrôler	X	Attitude	Orbite	Attitude / Orbite
X	Ping radio (Sputnik)		Mesure de potentiel électrique	Mesure de champ magnétique
Attitude	Stabilisation gyro			Observation terrestre ou astronomique
Orbite	Drag sail			
Attitude / Orbite				Etude de la haute atmosphère

# Plateforme – Détermination et contrôle d'attitude

## Capteurs



### Centrale inertielle (IMU)

Accéléromètre, gyroscope, magnétomètre  
Précision +++ court-terme, doit être calibrée  
fréquemment



### Viseur solaire / terrestre

Caméra qui repère le Soleil ou la Terre  
Précision + ( $\sim 1^\circ$ )



### Viseur stellaire

Caméra qui s'oriente grâce aux étoiles  
Précision +++ ( $\sim 1$  arcsec)

## Actionneurs

Toujours sur des CubeSats



### Magnétocoupleurs

Bobines qui s'alignent sur le champ  
magnétique terrestre  
Précision +, couple faible

Souvent présents pour une meilleure précision



### Roues à réaction

Rotation d'un volant d'inertie  
Précision ++, couple important, saturent et  
nécessitent un autre actionneur pour désaturer

Pour un besoin spécifique



### Micro-propulseurs

Ejection de gaz froid  
Précision ++, couple important, lourd,  
carburant limité

# Plateforme – Détermination et contrôle d'orbite

## Capteurs

### Toujours sur des CubeSats



Mesures depuis le sol  
Distance et vitesse par Doppler

Précision +, fonctionne grâce aux communications

### Souvent présents pour une meilleure précision



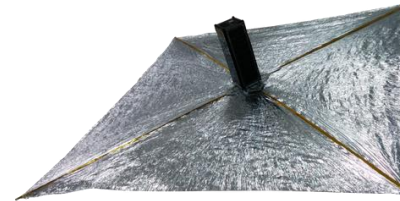
Capteur GNSS

Positionnement par satellite GPS, Galileo, Glonass...

Précision +++, mesure de position et de vitesse

## Actionneurs

### Pour un besoin spécifique



Voile de trainée

Désorbitation accélérée grâce à la traînée atmosphérique

Volumineux, aucun contrôle

Voile solaire

Propulsion grâce au vent solaire

Volumineux, faible poussée, faible contrôle



Propulseur ionique

Ejection de plasma accéléré

Lourd, carburant limité, génération de chaleur, consommation électrique

# Plateforme – Communications (COM)

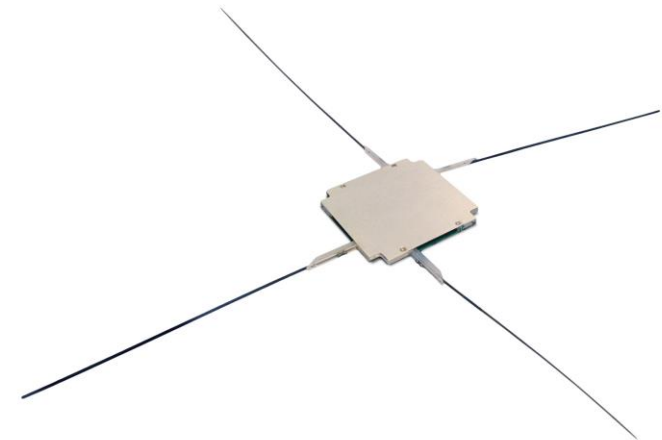
Un satellite doit pouvoir communiquer avec le sol pour recevoir des commandes (télécommandes, TC), partager son état de santé (télémétrie, TM) et transmettre ses données scientifiques. Pour ce faire, il doit être équipé d'une antenne et d'un transpondeur (composant qui transforme un message en signal pour l'antenne, et *vice versa*). Il existe plusieurs bandes de fréquences qui offrent plus ou moins de débit, au prix de la complexité de (dé)modulation et de la consommation électrique. Les stations sol qui communiquent avec le satellite doivent être compatibles aux bandes du satellite. **Le satellite ne peut communiquer avec les stations sol que lorsqu'il passe au-dessus.** Il faut donc prévoir les passages pour télécharger les données et la TM du satellite et lui envoyer les TC nécessaires.



*Transpondeur bande S*



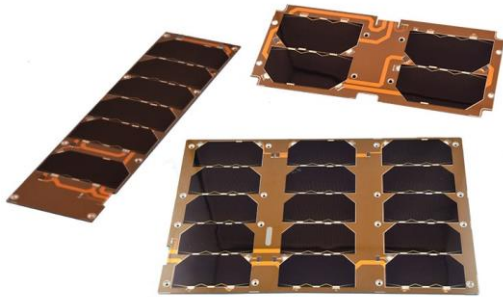
*Antenne patch bande S*



*Antenne déployable UHF/VHF*

# Plateforme – Electric Power System (EPS)

Dans l'espace, pas de prises électriques ! Un satellite s'alimente donc grâce à des panneaux solaires (photovoltaïques). **Ils doivent être dimensionnés en fonction des besoins en puissance des composants du satellite.** Puisqu'un satellite passe fréquemment dans l'ombre de la Terre, il a besoin de batteries pour continuer de s'alimenter dans ces phases d'éclipses. Elles doivent être dimensionnées en fonction des besoins du satellite. Une carte électronique, le *Power Control and Distribution Unit* ou PCDU, permet de faire le lien entre les tensions variables des panneaux solaires et des batteries et le reste du satellite qui nécessite une tension contrôlée. Cette carte doit également permettre de vider les batteries et déconnecter les panneaux solaires à la fin de la vie du satellite (cf. fin de vie d'un satellite).



*Panneaux solaires*



*Power Control and Distribution Unit (PCDU)*



*Batterie*

## *Ordres de grandeur utiles*

*Puissance solaire reçue en orbite terrestre :  $1367\text{W}/\text{m}^2$*

*Efficacité des panneaux solaires : 20-30%*

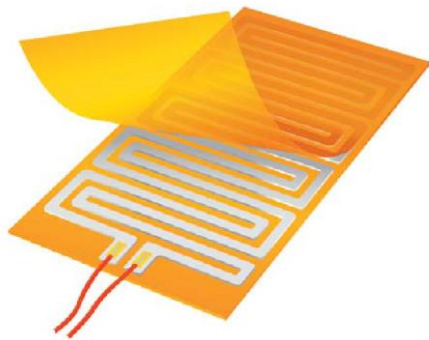
*Consommation d'un CubeSat 1U :  $\sim 2\text{W}$*

*Consommation d'un CubeSat 2U :  $\sim 5\text{W}$*

*Consommation d'un CubeSat 3U :  $\sim 15\text{W}$*

# Plateforme – Thermal Control System (TCS)

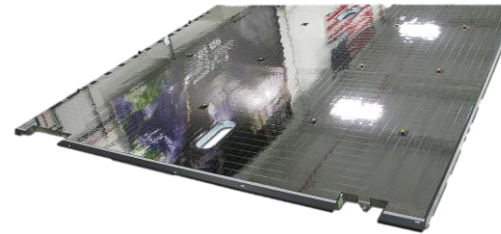
A cause de l'absence d'atmosphère dans l'espace, les transferts thermiques ne se font que par radiation (ainsi que par conduction dans le satellite). Ainsi, la face du satellite exposée au Soleil (et à la Terre, ~15% du flux solaire) chauffe fortement tandis que celle dans l'ombre peut se refroidir. **L'objectif du système de contrôle thermique (TCS) est de garder chaque composant dans sa plage de températures acceptables.** Il peut diriger la chaleur produite dans le satellite vers la face à l'ombre et irradier cette chaleur sous forme de rayonnement infrarouge pour refroidir. Il peut également réchauffer des composants spécifiques (batteries par exemple) grâce à des résistances chauffantes. **Le TCS a un rôle important sur le positionnement des composants dans le satellite pour optimiser les flux thermiques.** Il peut jouer sur les revêtements extérieurs du satellite (peinture, couleur, MLI (*multi-layer insulation*)...) pour augmenter ou réduire les flux thermiques externes.



*Résistance chauffante*



*Multi-layer insulation (MLI)*



*Radiateur réflectif pour maximiser l'émission d'infrarouges*

## *Règle d'or simple*

*1 W d'électricité consommée*  
 $\simeq$   
*1 W de flux thermique dégagé*

# Plateforme – Ordinateur de bord (OBC)

Pour contrôler les différents sous-systèmes d'un satellite, celui-ci est équipé d'un ordinateur de bord. C'est généralement un micro-ordinateur, avec son processeur, son système d'exploitation, sa mémoire, etc. Les ordinateurs de bord de satellite ont généralement ~10 ans de retard sur les technologies actuelles terrestres car ils doivent avoir été testés dans l'espace, et être *rad-hard* (*radiation hardened*, résistant aux radiations). En effet, dans l'espace, les satellites sont plus exposés aux radiations (du Soleil et des rayons cosmiques) qui peuvent causer des problèmes électroniques (*bit flip*, court-circuit dans les circuits intégrés...). Pour s'en prémunir, on utilise donc des processeurs redondants, plus résistants et éventuellement blindés.



Un CubeSat contient plusieurs cartes électroniques (OBC, transpondeurs, PCDU...) et il est donc commun qu'elles aient toutes un format standard, carré d'environ 10cm de côté (1U). Elles ont également un connecteur 4x26 qui permet d'empiler les cartes et d'échanger des signaux sans câbles supplémentaires. On appelle généralement cet empilement le *stack* ou la *brain pile*.

La programmation de l'OBC est une tâche particulière car elle doit prendre en compte la gestion des anomalies (FDIR, *Fault Detection, Isolation and Recovery*) afin que le satellite puisse se maintenir en vie en attendant une correction venant des opérateurs au sol.



# Plateforme – Structure (STR)

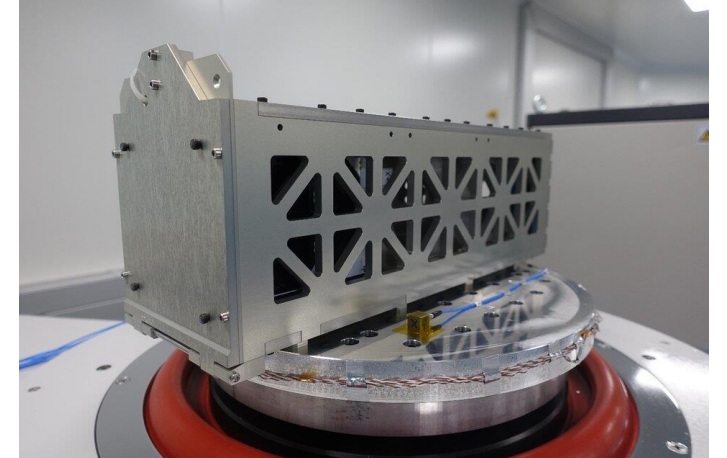
Afin de relier les différents composants d'un satellite, il faut concevoir une structure. **Celle-ci doit être dimensionnée pour résister aux pires conditions de la vie du satellite : le lancement.** Ainsi, il faut prendre en compte les accélérations et vibrations subies lors du décollage. Un des tests finaux pour un satellite avant son envol est ainsi le pot vibrant où il est secoué dans tous les sens et à différentes fréquences pour s'assurer de ne pas avoir de modes de résonance dangereux. La structure doit également être pensée pour être compatible avec le lanceur (les CubeSats sont emportés dans des *dispensers* avec des dimensions précises à respecter). Etant de la masse « morte », la structure doit être la plus légère possible, tout en étant assez solide.



*Structure de CubeSat 3U*



*Dispenser de CubeSat 3U*



*Pot vibrant pour CubeSat à l'ESA Academy*

# Plateforme – Assemblage, Intégration et Tests (AIT)

## Assemblage

Mettre ensemble plusieurs éléments (pièces, mécanismes, cartes électroniques...) de manière à réaliser un sous-système.

## Intégration

Regrouper mécaniquement et électroniquement les sous-systèmes assemblés, pour en faire un système complet.

## Test

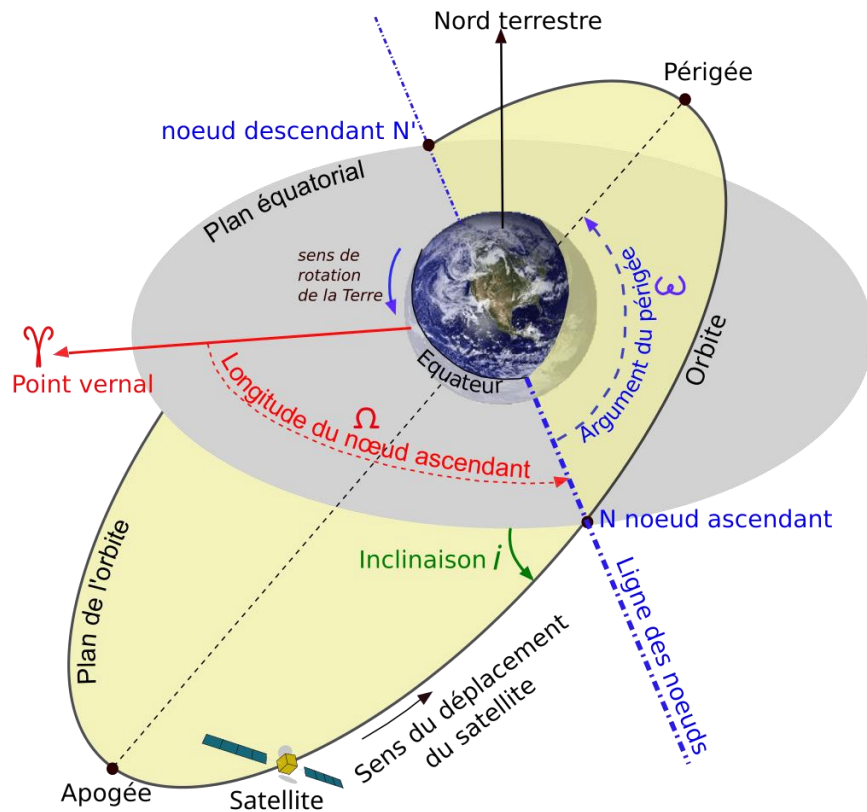
Tester les composants, sous-systèmes après assemblage et système après intégration afin de s'assurer de leur fonctionnement et du respect des spécifications.



*Salle blanche et moyens de test : ISO 5-8 (LESIA)*

L'AIT d'un satellite doit être réalisé avec un certain niveau de propreté, en fonction des composants en question : minime pour la structure, plus important pour l'électronique afin d'éviter que des composés organiques (poussières, bactéries, huiles naturelles...) ne se déposent sur les composants et ne les abîment prématurément, maximal pour les optiques et les panneaux solaires pour éviter de perdre en performance. Plusieurs tests clés doivent être réalisés : pot vibrant, vide thermique, compatibilité électro-magnétique, *flat sat*...

# Mécanique orbitale – Paramètres orbitaux



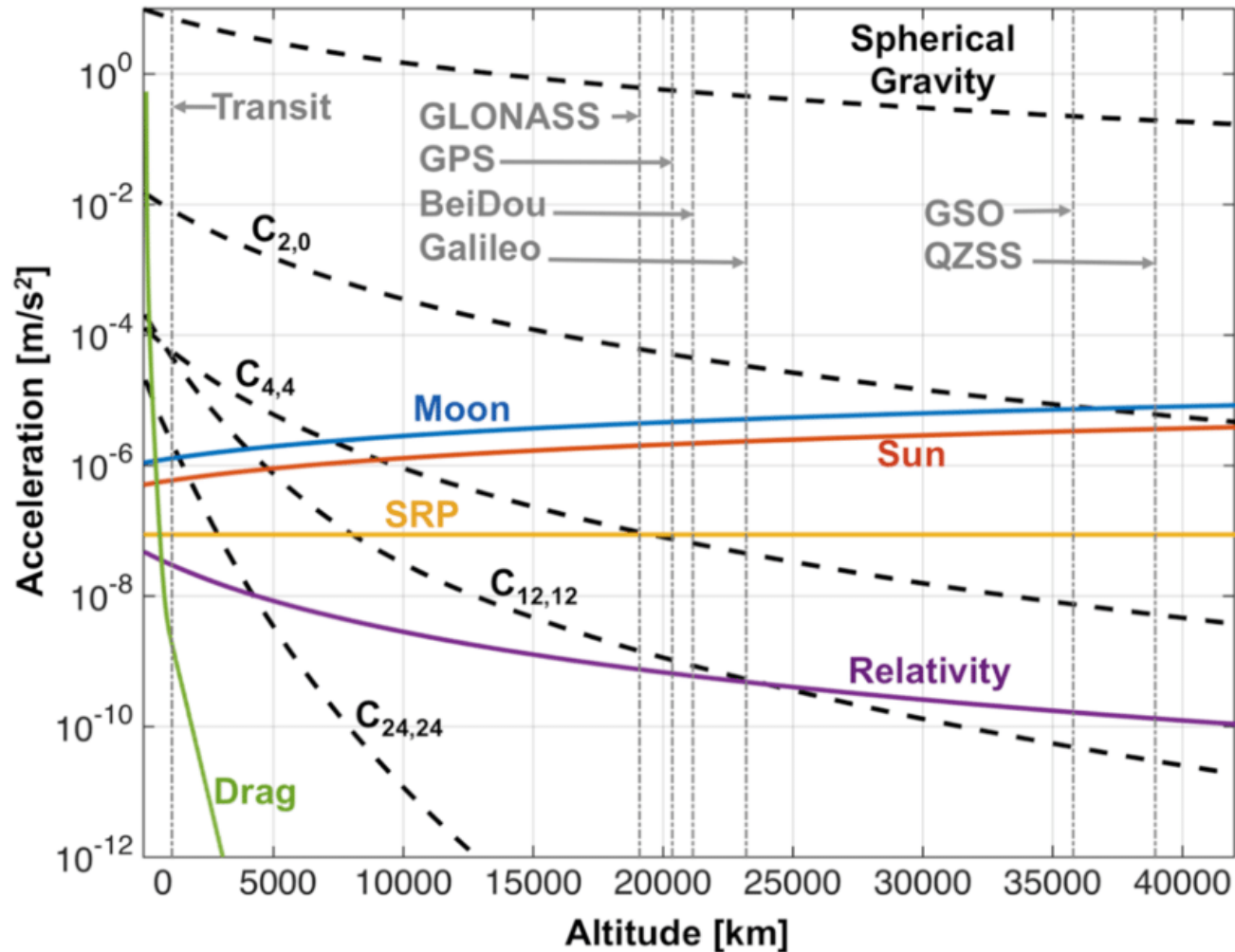
Source : [Pline](#)

Au lieu de coordonnées cartésiennes, la position d'un satellite dans l'espace, et son orbite, est décrite par **6 paramètres orbitaux** :

- $a$  : Demi-grand axe, moitié de la distance entre le périogée (point le plus bas de l'orbite) et l'apogée (point le plus haut).
- $e$  : Excentricité ( $e = 0$  orbite circulaire,  $0 < e < 1$  orbite elliptique).
- $i$  : Inclinaison de l'orbite par rapport au plan de l'équateur.
- $\Omega$  : Ascension droite du nœud ascendant, abrégé en RAAN (*Right Ascension of Ascending Node*), longitude du point d'intersection entre l'orbite et le plan de l'équateur, où le satellite passe de l'hémisphère Sud vers le Nord (nœud ascendant).
- $\omega$  : Argument du périogée, angle entre le nœud ascendant et le périogée.
- $\nu$  : Anomalie vraie, angle entre le périogée et le satellite.

En Python : [poliastro](#)

# Mécanique orbitale – Perturbations

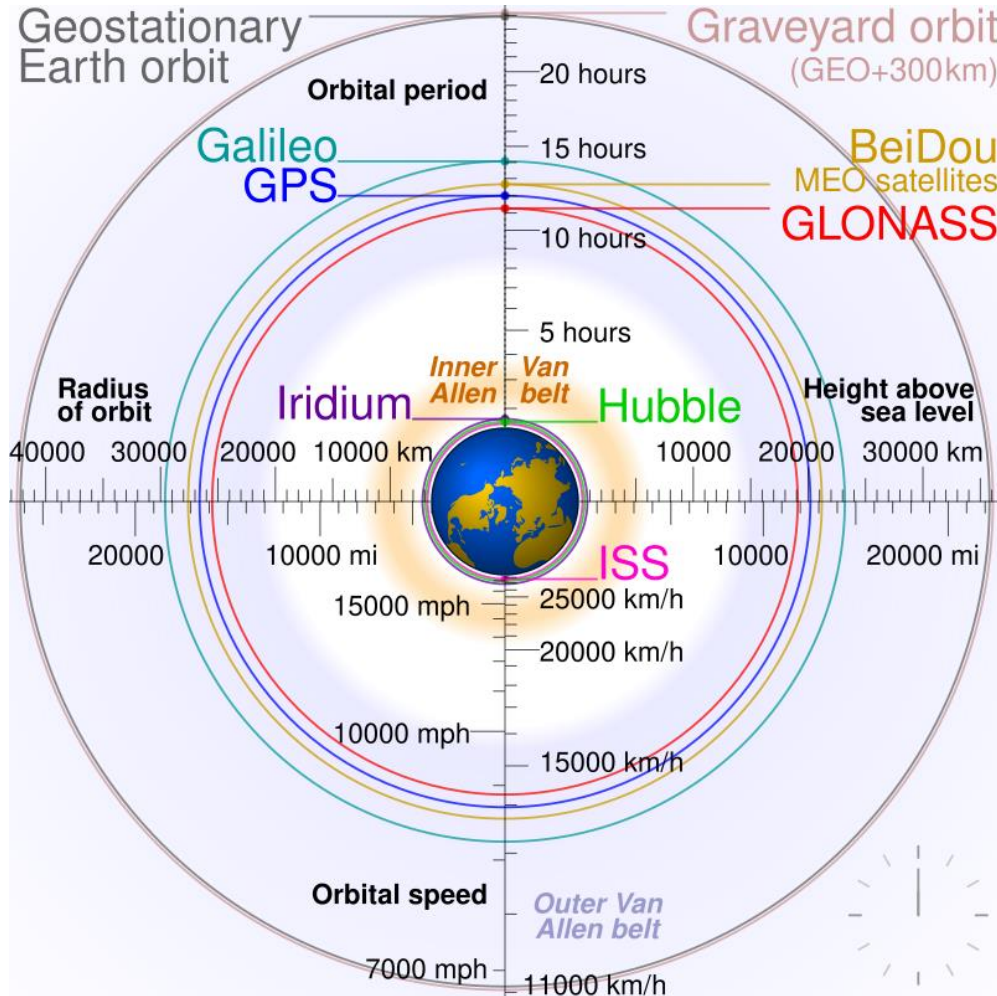


Pour une Terre parfaitement sphérique et isolée, tous les paramètres orbitaux restent constants avec le temps (sauf l'anomalie vraie  $\nu$  qui évolue avec la révolution du satellite), ce qui les rend extrêmement utiles pour décrire une orbite.

Dans le monde réel, des perturbations causent des modifications de l'orbite : traînée atmosphérique, gravité de la Lune et du Soleil, vent solaire, potentiel gravitationnel terrestre non-sphérique...

Source : [Tyler Reid](#)

# Mécanique orbitale – Orbites classiques



Source : [cmg.lee](http://cmg.lee)

**Orbite basse (*Low Earth Orbit, LEO*)** : Altitude entre 400 et 2000km, inclinaisons diverses. Très utilisée pour l'observation terrestre, et les missions d'astronomie.

**Orbite géostationnaire (*GEO*)** : Inclinaison de 0°, altitude de 35786km, période de 1 jour. Très utilisée pour les télécommunications car le satellite est fixe par rapport au sol.

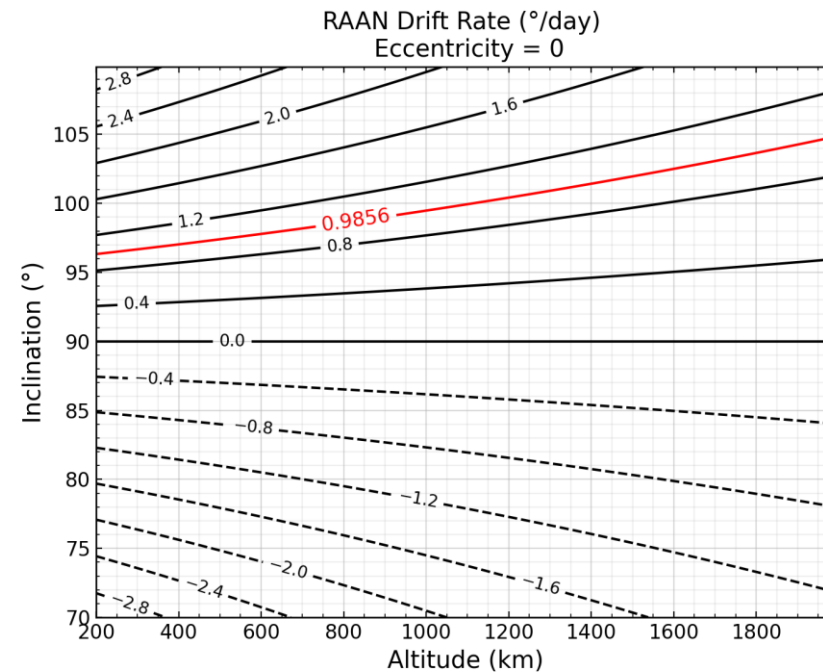
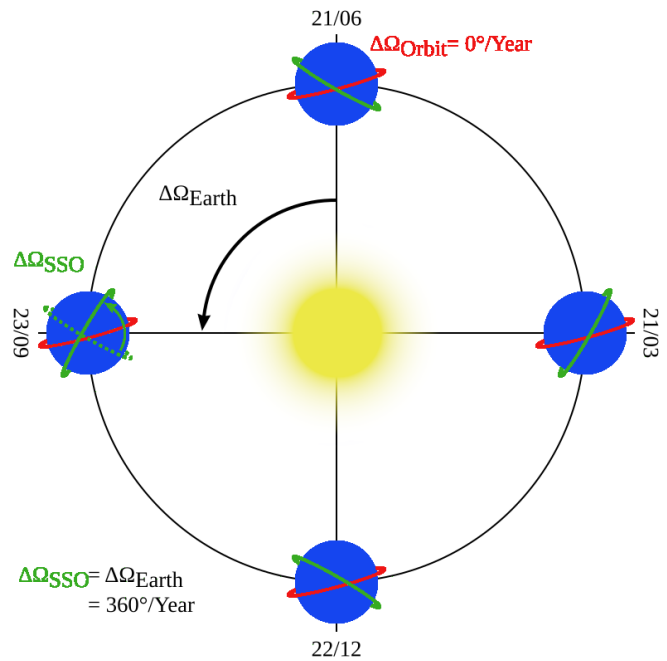
**Orbite moyenne (*MEO*)** : Altitude ~20000km. Très utilisée pour les satellites GNSS (géolocalisation par satellites).

**Orbite héliosynchrone (*SSO*)** : Orbite LEO spécifique qui permet un ensoleillement constant (cf. SSO). Très utilisée pour l'observation terrestre.

**Orbite Molniya** : Orbite très inclinée et très excentrique. Très utilisée pour les télécommunications aux hautes latitudes.

# Mécanique orbitale – Orbite SSO

En orbite basse (LEO), en plus de la traînée atmosphérique, la perturbation majeure est la non-sphéricité de la Terre et notamment le  $J_2$ , dû à l'aplatissement de la Terre aux pôles. Elle provoque une précession de l'orbite, c'est-à-dire une variation du RAAN  $\Omega$ . En choisissant correctement l'inclinaison et l'altitude d'une orbite, il est possible d'utiliser le  $J_2$  pour orbiter de façon à garder une orientation avec le Soleil constante ( $\dot{\Omega} = 360^\circ/an$ ). **Une telle orbite est appelée orbite héliosynchrone (SSO, *sun-synchronous orbit*) et est très utilisée pour les CubeSats et l'observation terrestre car elle permet un ensoleillement constant.**

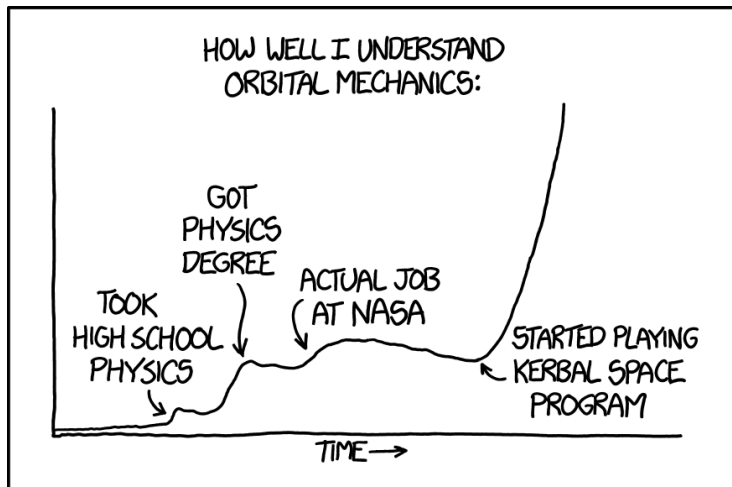


Source : Adapté de [XZise](#)

# Mécanique orbitale – Manœuvres orbitales

Grâce à un propulseur, il est possible de modifier l'orbite d'un satellite. On appelle ces modifications des manœuvres orbitales, et elles sont généralement décrites comme une impulsion instantanée pour simplifier les calculs (avec un propulseur électrique, cette hypothèse est fautive car leur poussée est bien trop faible). Les manœuvres sont quantifiées par leur modification de vitesse, appelée  $\Delta v$ .

## Principes de base de planification de manœuvres

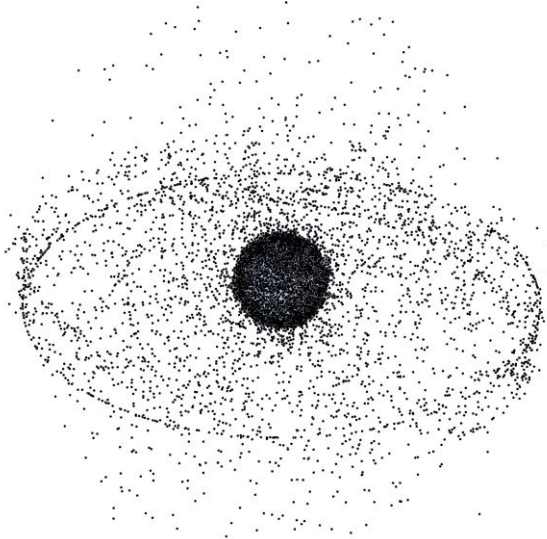


Source : xkcd

1. Pour augmenter l'apogée, on pousse au périgée, dans le sens de la vitesse.
2. Pour baisser le périgée, on pousse à l'apogée, à l'opposé de la vitesse.
3. Une manœuvre a plus d'effet lorsqu'elle est réalisée proche du corps attracteur (effet Oberth).
4. Changer l'inclinaison d'une orbite est extrêmement coûteux. Il est souvent moins coûteux en  $\Delta v$  d'augmenter l'apogée de l'orbite, de changer l'inclinaison à l'apogée, puis de rabaisser l'apogée, que de simplement changer l'inclinaison par une poussée normale au plan orbital.
5. Il est très coûteux de changer le RAAN.
6. Jouez à Kerbal Space Program pour comprendre les manœuvres

# Mécanique orbitale – Fin de vie

De plus en plus de satellites et de débris se trouvent en orbite. Ceux-ci augmentent les risques de collision avec d'autres satellites, pouvant à terme causer une réaction en chaîne (syndrome de Kessler). Il est donc crucial de penser à la fin de vie des satellites. **En France, la Loi sur les Opérations Spatiales (LOS) prévoit que tout satellite français lancé en orbite basse doit rentrer dans l'atmosphère au plus tard 25 ans après la fin de sa mission (ou quand il tombe en panne).** Cette loi impose également qu'un satellite puisse se passiver en fin de vie. Cela signifie qu'il doit vider ses réservoirs de carburant et vider et déconnecter ses batteries afin d'éviter toute explosion spontanée.



*Débris en orbite autour de la Terre*  
*Source : NASA*

Un satellite en LEO finit sa vie dans l'atmosphère, avec une rentrée soit contrôlée, soit non-contrôlée. Le critère pour choisir entre les deux est le risque de dégâts au sol. Ainsi, plus un satellite est volumineux, plus il y a de chances que des débris atteignent le sol et puissent causer des dommages. On choisit alors de contrôler la rentrée (avec des propulseurs et des manœuvres précises) pour le faire tomber dans l'océan. Pour les CubeSats, une rentrée non-contrôlée convient la plupart du temps. A noter cependant que certains matériaux résistent plus ou moins bien à la rentrée. Par exemple, le titane, le zerodur (verre souvent utilisé pour les optiques) ou les composites, survivent généralement très bien et peuvent atteindre le sol.