



**IonSat**

CHAKRANI Jaafar  
HUROT Thomas  
LEQUETTE Nicolas  
MAGDA Geoffrey  
PELLOUIN Clément

TOMMASINI Augustin  
TOUSSAINT Arthur  
YANG Clément  
SOLOVYEVA Lilia  
MARMUSE Florian

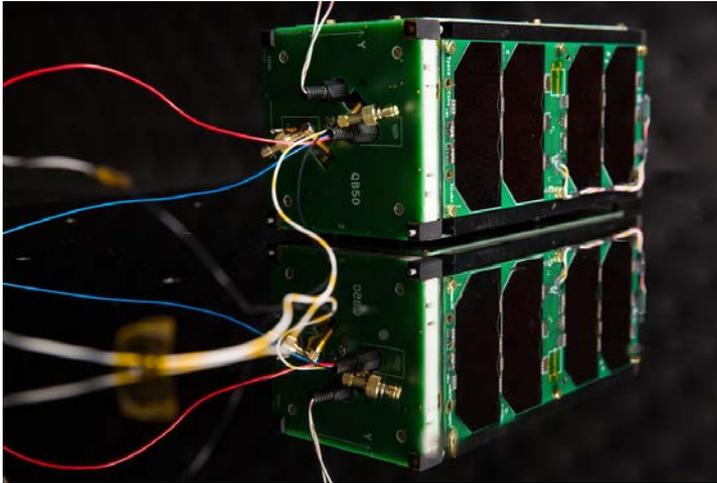


# IonSat

Challenging the atmospheric drag with a 6U nanosatellite

# CONTEXT : PROPULSION FOR CUBESATS

X-CubeSat



Colorado State University's TEMPEST-D

↓  
**90 days**



# CONTEXT : PROPULSION FOR CUBESATS



## NPT-30i thruster by ThrustMe:

- 0,7mN thrust
- 1U
- Technology based on iodine ions

# MISSION ANALYSIS



## Key issues:

- Power needs ( $>50\text{W}$ )
- Integration (6U)
- Payload (the thruster)
- Autonomous altitude keeping
- 1h thrust phases



# ORBIT CHOICE

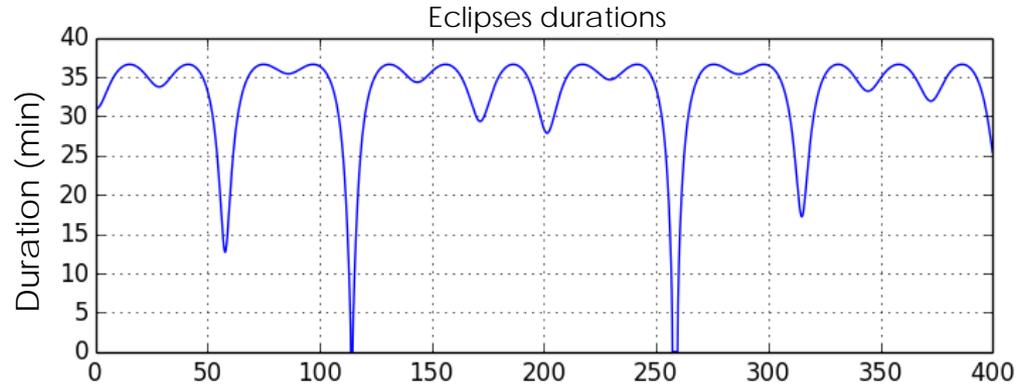
## HELIOSYNCHRONOUS 6H-18H ORBIT



# ORBIT CHOICE

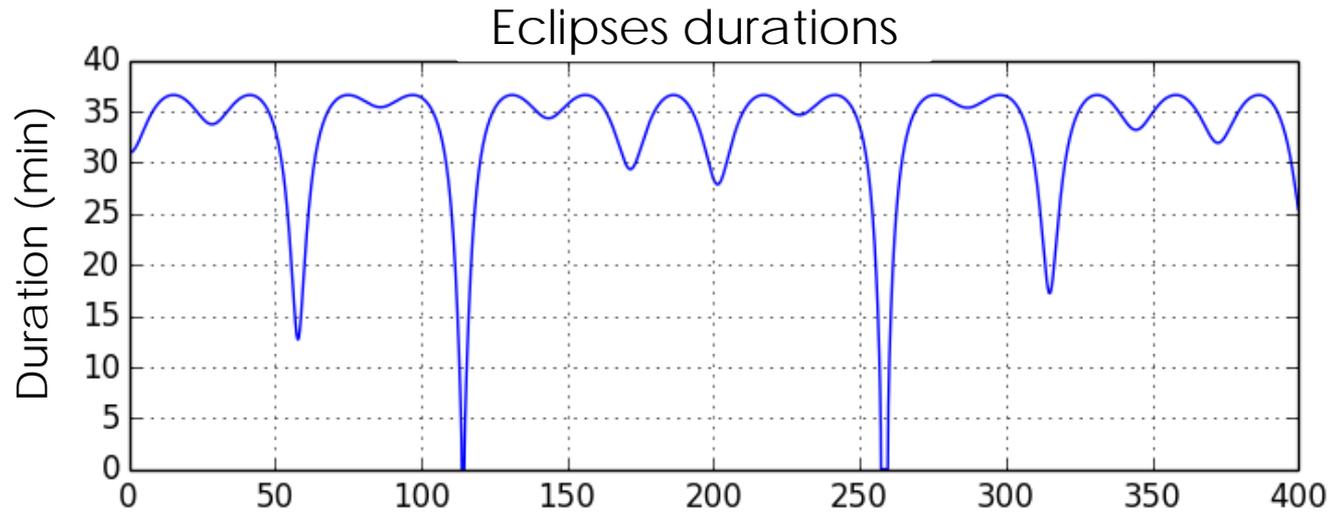
## HELIOSYNCHRONOUS 6H-18H ORBIT → ISS-LIKE ORBIT

- Average : 30-min eclipses



- Orbit transfers less costly (Aerobreaking)

# ORBIT CHOICE

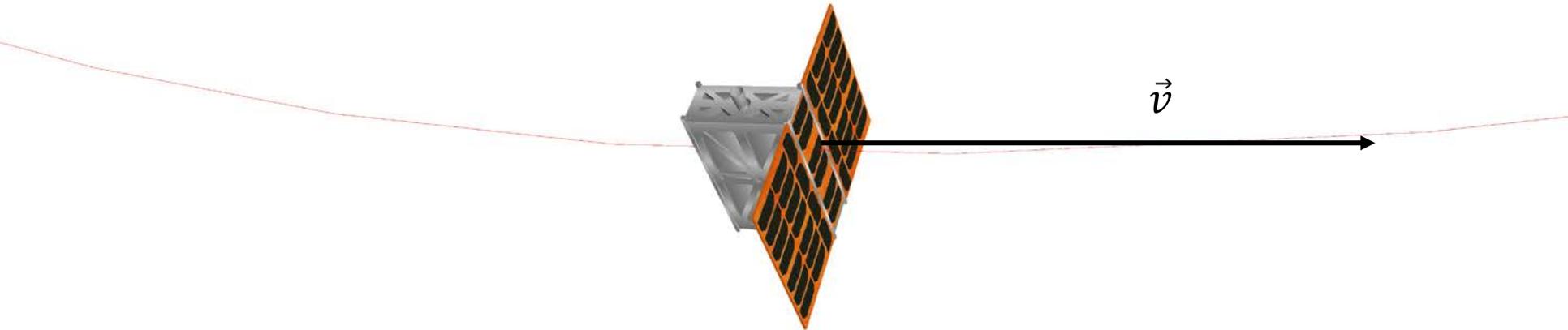


## HOW TO GET MAXIMUM POWER ?

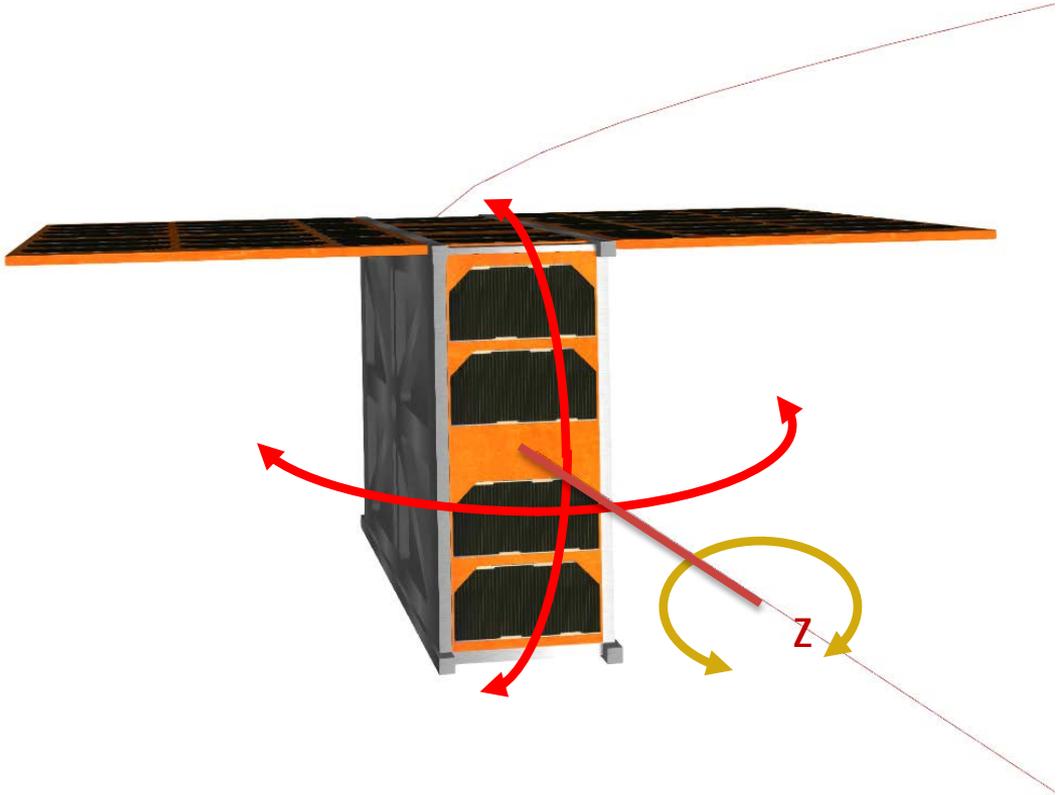


Goal : Reach altitudes where drag  $\in [0,1 * Thrust , 0,2 * Thrust]$

→ Trade-off : multiplying by 7 the drag area ?

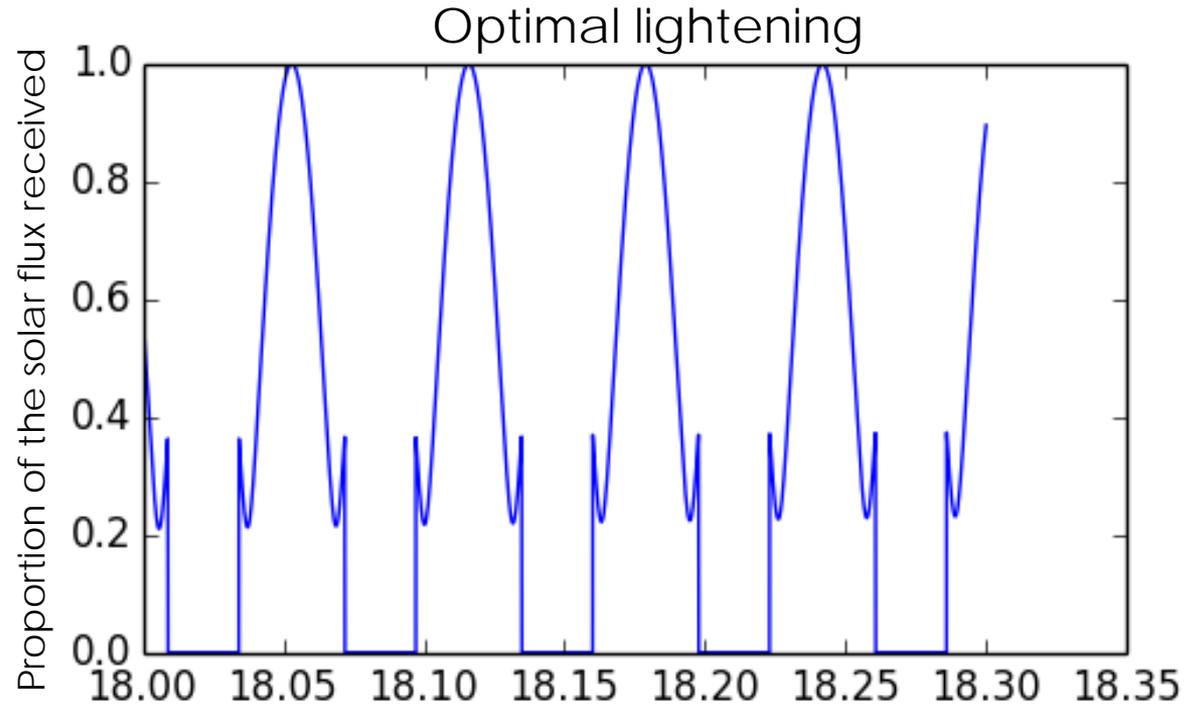


# ATTITUDE CONTROL



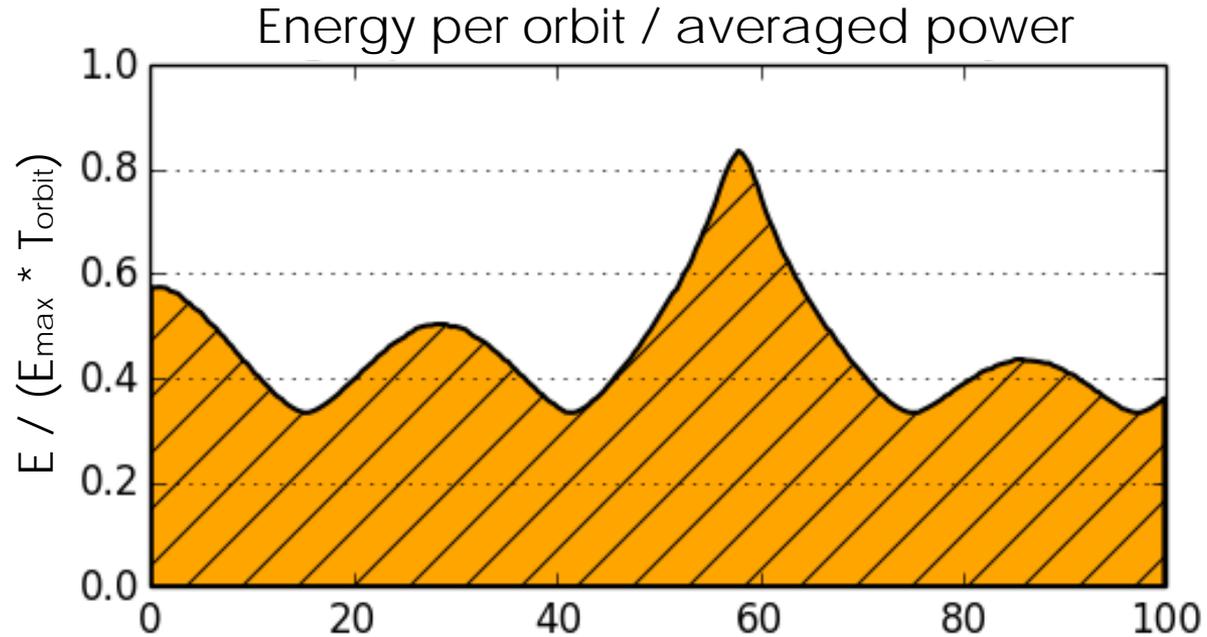
# POWER INCOME

Exact (0.3 day)

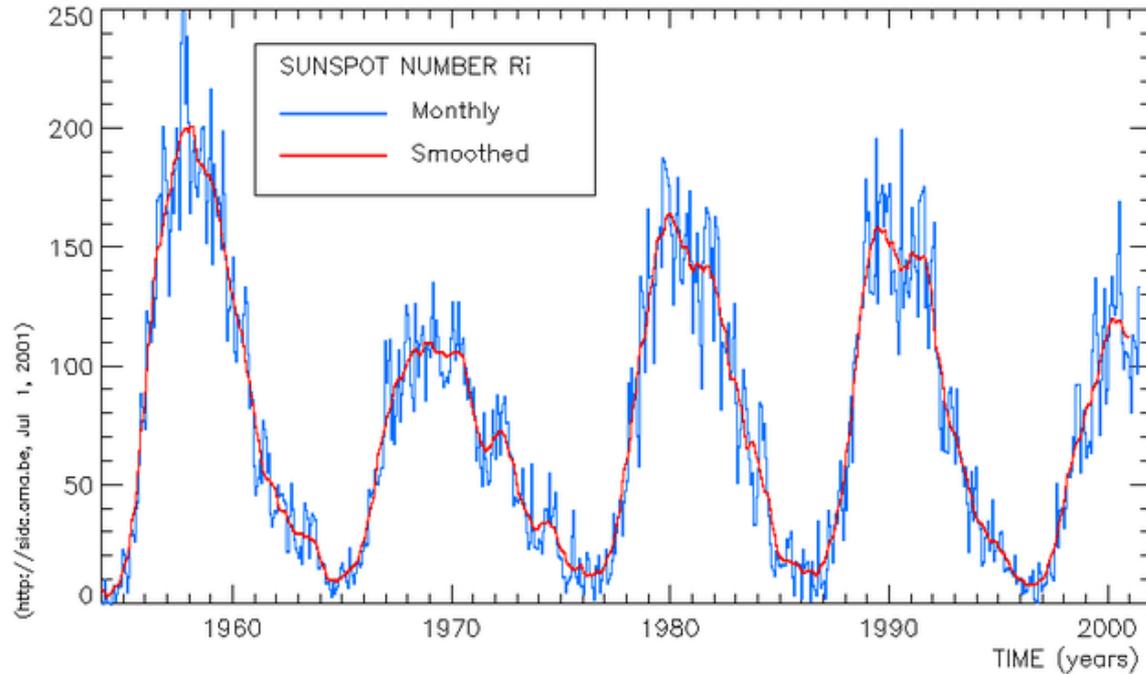


# POWER INCOME

- Averaged (100 days)

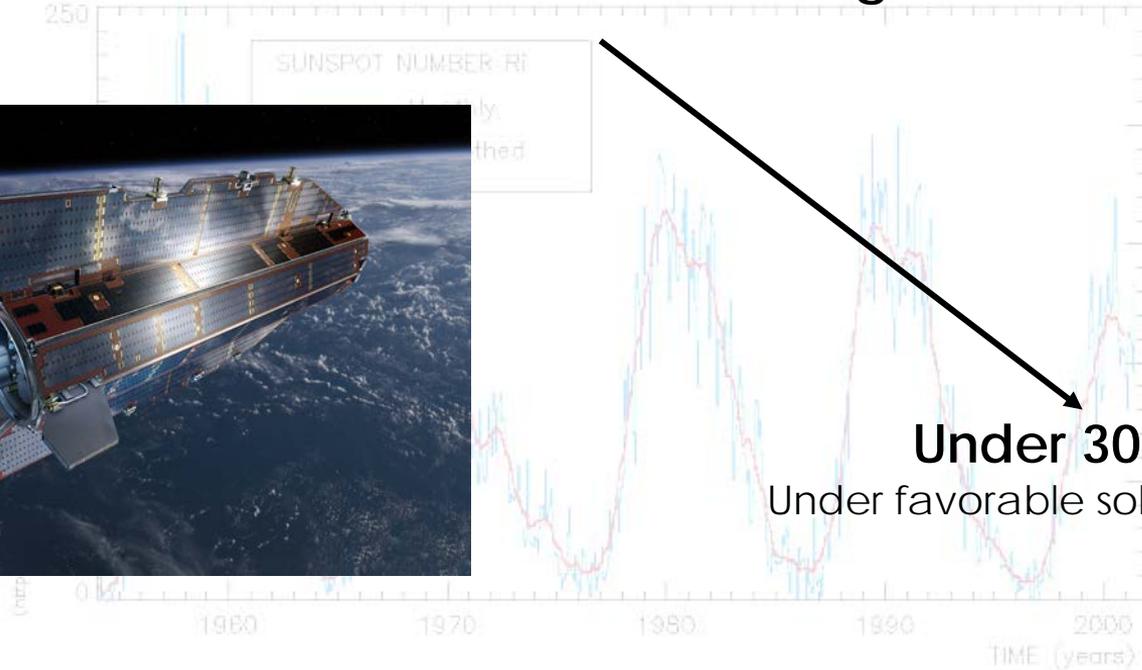


# WHICH ALTITUDE CAN WE REACH ?

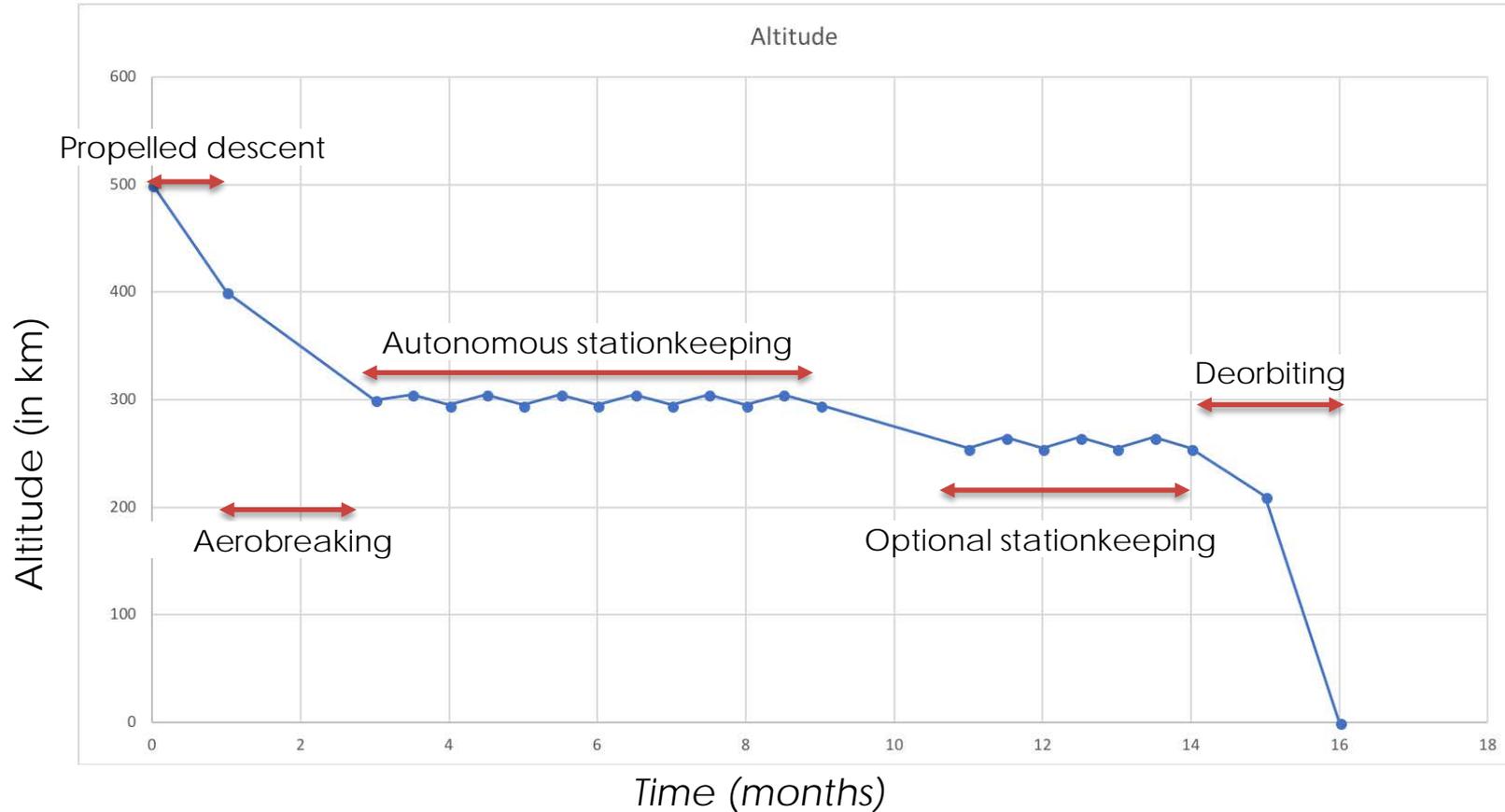


# WHICH ALTITUDE CAN WE REACH ?

Possible to lower altitude down to...  $3 \cdot 10^{-11} \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$



# POSSIBLE MISSION SCENARIO



## Disruptive torques



| Origin                   | Torque (Nm)       |
|--------------------------|-------------------|
| Solar Flux               | $2 \cdot 10^{-7}$ |
| Electromagnetic torque   | $3 \cdot 10^{-7}$ |
| Gravity gradient         | $4 \cdot 10^{-7}$ |
| Displaced center of mass | $7 \cdot 10^{-7}$ |
| Atmospheric drag         | $2 \cdot 10^{-6}$ |

## ADCS SIZING

| Origin                   | Torque (Nm)       |
|--------------------------|-------------------|
| Solar Flux               | $2 \cdot 10^{-7}$ |
| Electromagnetic torque   | $3 \cdot 10^{-7}$ |
| Gravity gradient         | $4 \cdot 10^{-7}$ |
| Displaced center of mass | $7 \cdot 10^{-7}$ |
| Atmospheric drag         | $2 \cdot 10^{-6}$ |



How to resist aerodynamic disturbances ?

Phase A sizing:  $C_{ACT} > 10 \times C_{PERT}$

+ advanced center of mass

# ADCS SIZING



| Operation                | Torque needed (Nm) |
|--------------------------|--------------------|
| Autonomous stabilisation | $2 \cdot 10^{-5}$  |
| Detumbling               | $2 \cdot 10^{-5}$  |
| Orienting solar panels   | $10^{-4}$          |

→ Powerful reaction wheels +  
Magnetorquers

# POWER SUPPLY



|       |              | Power Mode |            |      |        |
|-------|--------------|------------|------------|------|--------|
|       |              | Survival   | Detumbling | Idle | Thrust |
| TOTAL | With Margins | 5          | 7          | 6    | 70     |

All values in W



# PRELIMINARY SIZING

## Consequences :

- 200 Wh batteries
- 42 W solar generator



Li-Ion energy density : 130 Wh/kg

Panels surface power: 270 W/m<sup>2</sup>

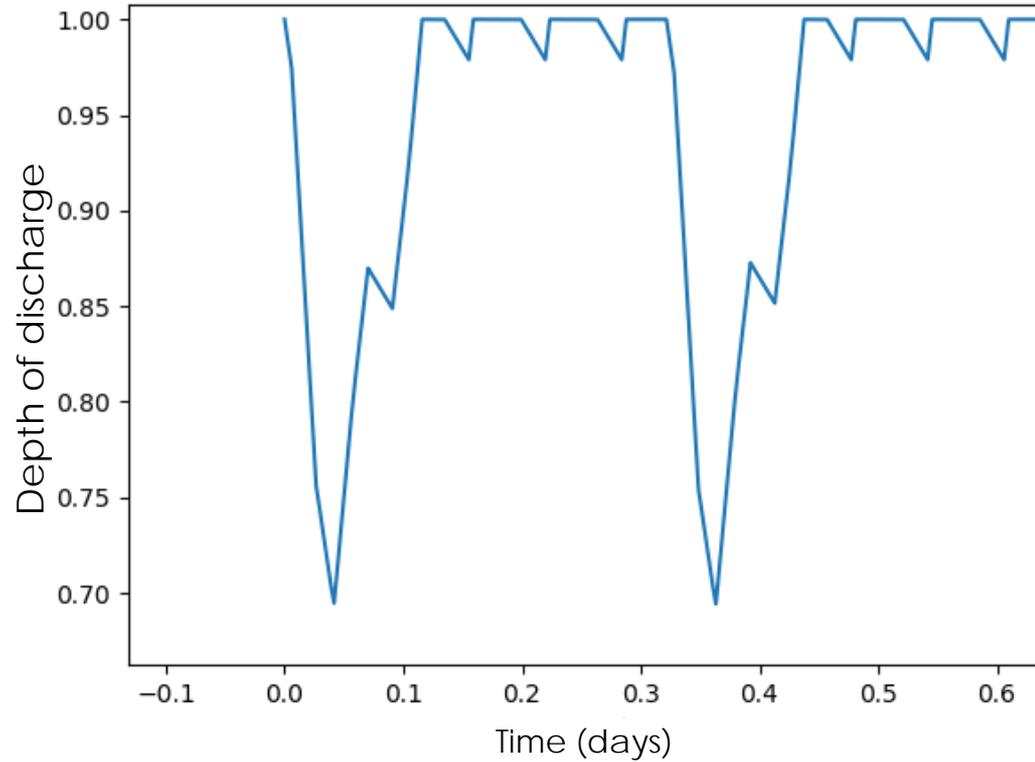


1,5 kg of batteries

0,15 m<sup>2</sup> of panels



# BATTERY CYCLES



# THERMAL ANALYSIS



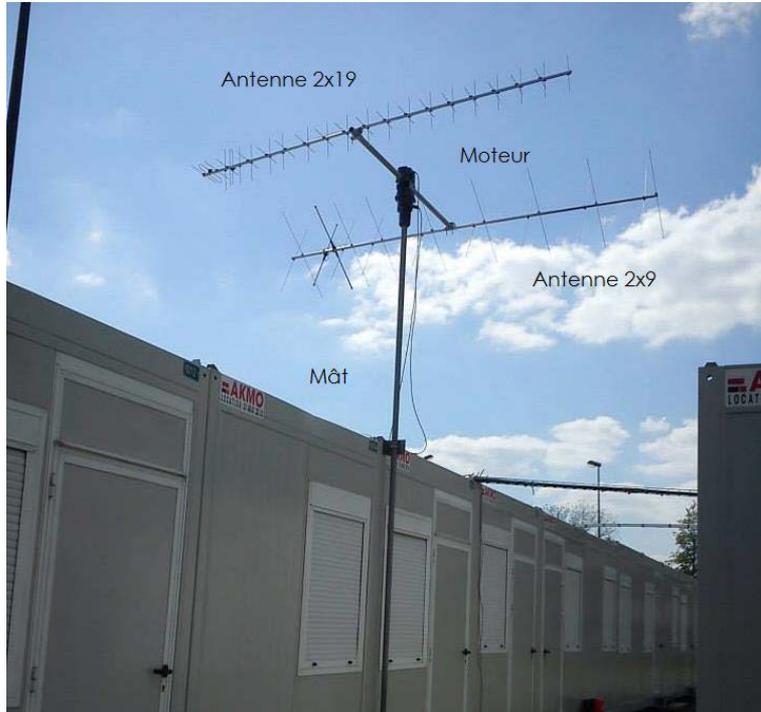
| <b>Subsystem</b> | <b>Limit temperatures</b> |
|------------------|---------------------------|
| Batteries        | 10°C --- 35°C             |
| Solar Panels     | -105°C --- 135°C          |
| Structure        | -30°C --- 50°C            |
| Electronics      | -30°C --- 60°C            |

# THERMAL ANALYSIS



| Subsystem    | Limit temperatures |
|--------------|--------------------|
| Batteries    | 10°C --- 35°C      |
| Solar Panels | -105°C --- 135°C   |
| Structure    | -30°C --- 50°C     |
| Electronics  | -30°C --- 60°C     |

# GROUND SEGMENT COMMUNICATION



- Available at École polytechnique
- UHF/VHF

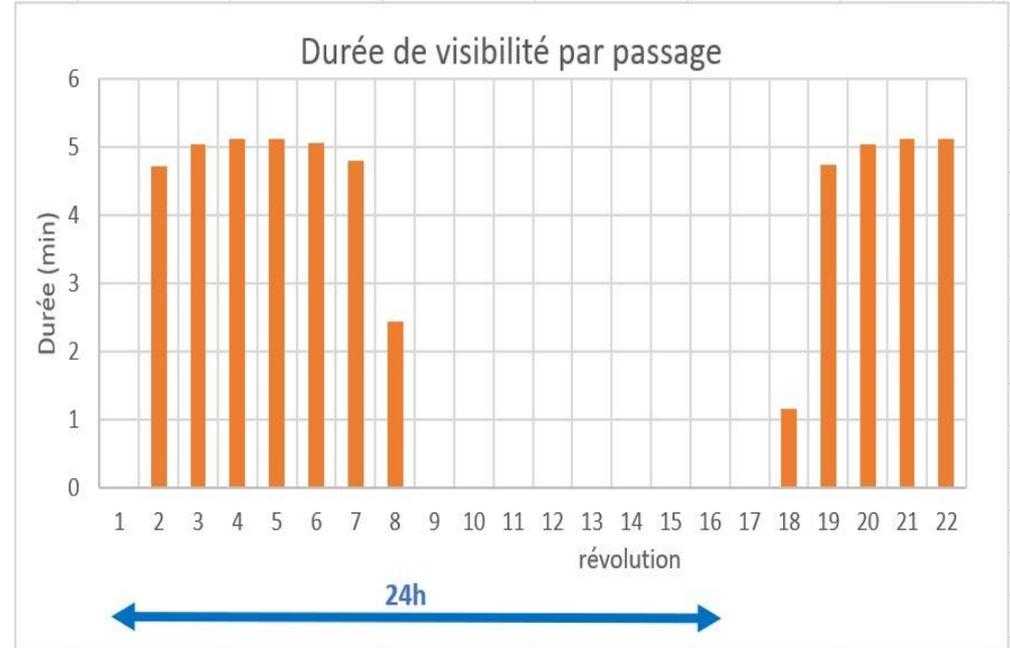
# GROUND STATION CAPACITY

## IonSat visibility time



| Parametres        | Values |
|-------------------|--------|
| Minimum elevation | 10°    |
| Orbit altitude    | 300 km |
| Orbit trace gap   | 22,5°  |

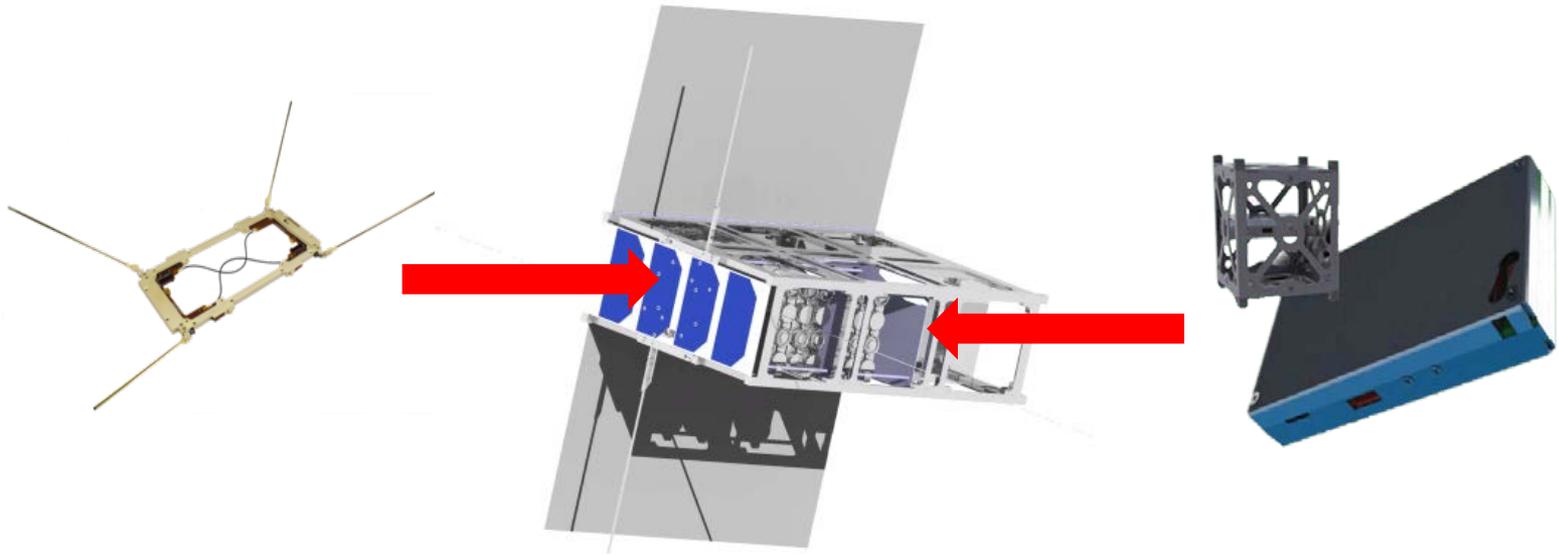
- 7/16 visible passings each day
- 1932s = 32 min daily visible time



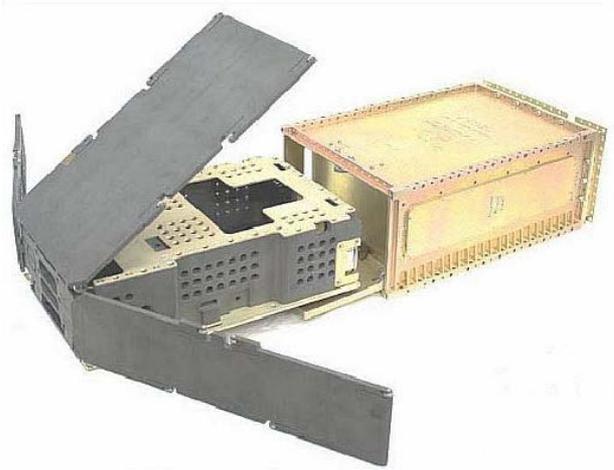
# ONE COMMUNICATION SUBSYSTEM DESIGN

**Hybrid VHF uplink + S-Band downlink**

Patch antennas + Rigid antennas



# INTEGRATION



## P-Pod constraints

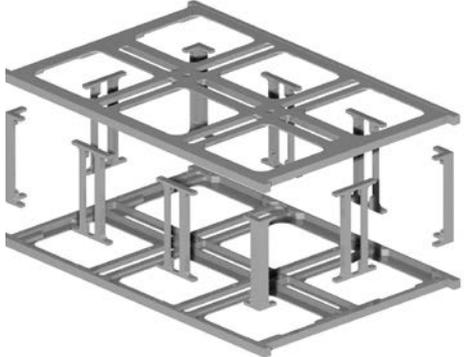
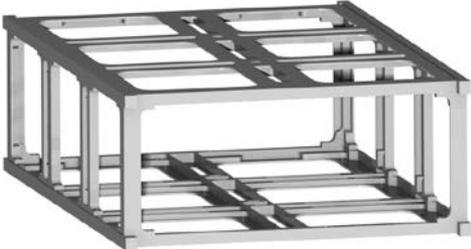
Dimension =  
 $100 \times 226,3 \times 363 \text{ mm}^3$

weight < 12 kg

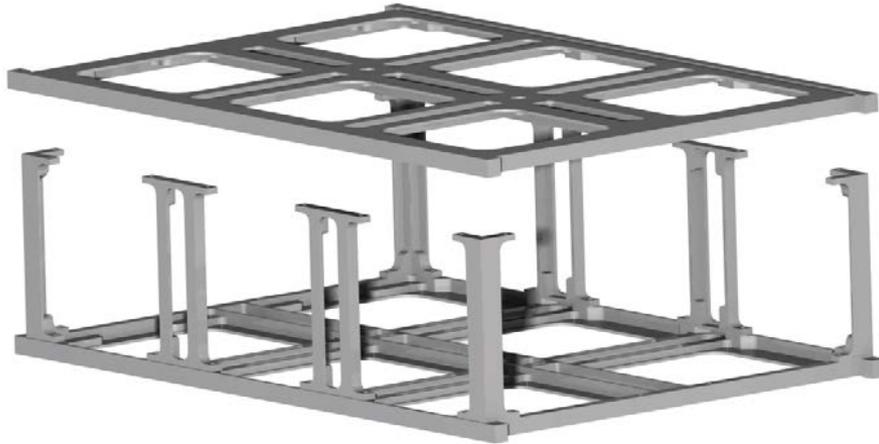
1<sup>st</sup> vibration mode > 100Hz

4 ejecting rails

# STRUCTURE CHOICE

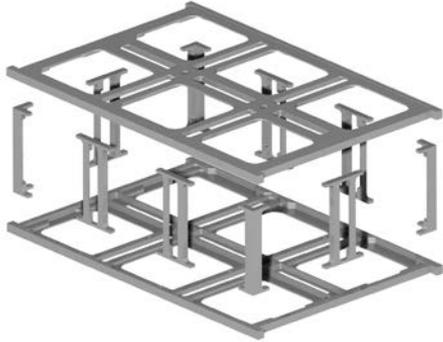


# STRUCTURE CHOICE

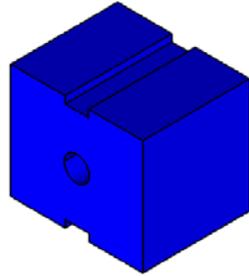


- Advantages :
  - Very few pieces: vibration resistant
  - Good access to components
- Drawback :
  - Not available on the shelf

# INTEGRATION OF THE COMPONENTS

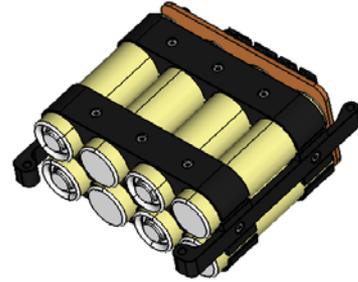


Structure

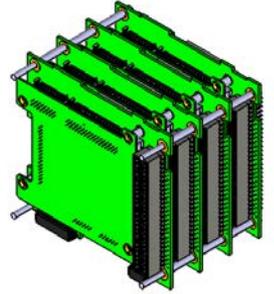


Thruster

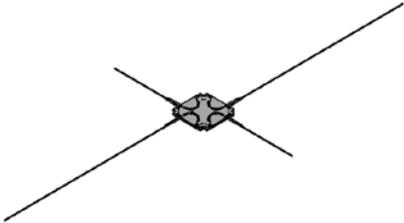
3 \*



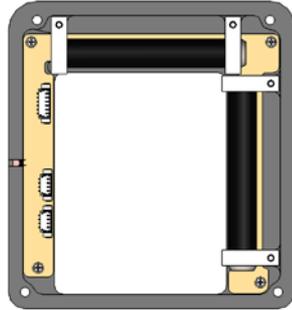
Batteries



Electronics

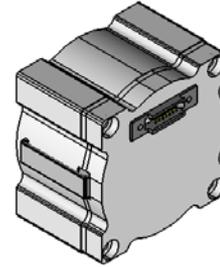


Antennas



Magnetorquers

3 \*



Reaction wheels

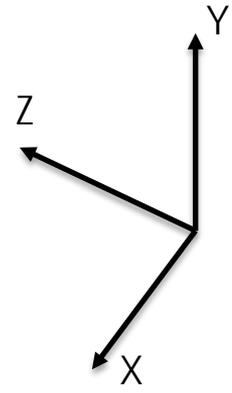
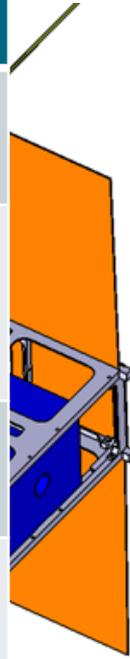


GPS

# INTEGRATION OF THE SUBSYSTEMS



| Constraint                       |   |
|----------------------------------|---|
| Sufficient volume for subsystems |   |
| Adv to pu                        | Center of gravity shift compared to the center of mass (mm) |
| No c                             | axe X : -9  |
|                                  | axe Y : 0   |
|                                  | axe Z : 20  |
| Electromagnetic compatibility    |   |





## IonSat

- Autonomous altitude keeping
- Displaced center of mass (aerodynamic stability)
  - Deployable solar panels
  - 3 axes attitude control
- Low budget / Fast development
- Aims to be the lowest operating mission ever launched



**Thanks for your attention**  
Question time

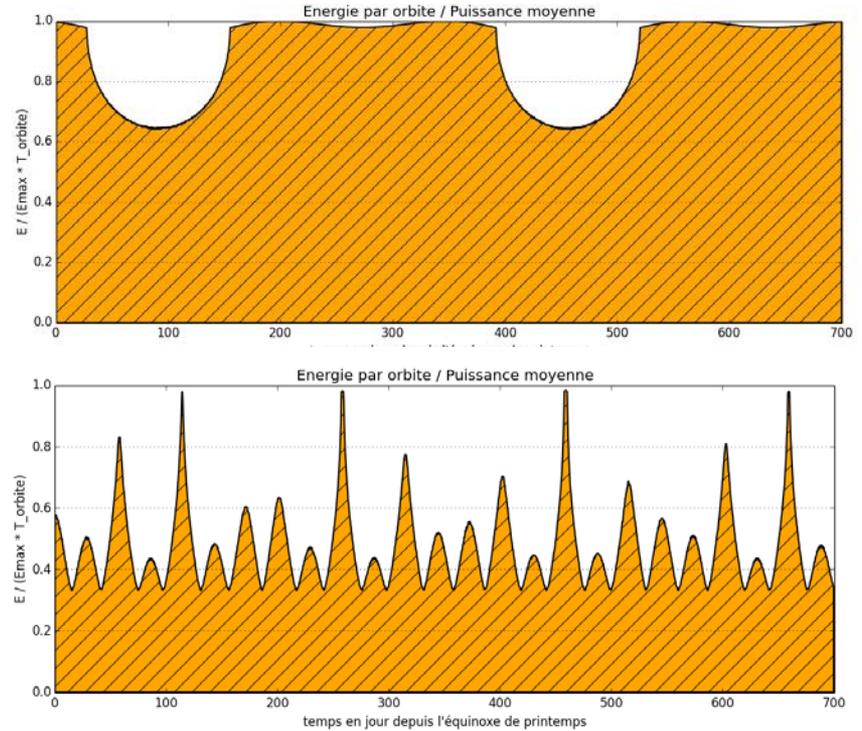
# L'ORBITE HELIOSYNCHRONE

- Elle présentait un énorme avantage au niveau de l'ensoleillement

Ci-joint, sur 2 années, la puissance moyenne reçue par orbite, à 300km d'altitude\*

\*en tenant compte de la contrainte d'aérodynamisme décrite plus bas

## Orbite héliosynchrone

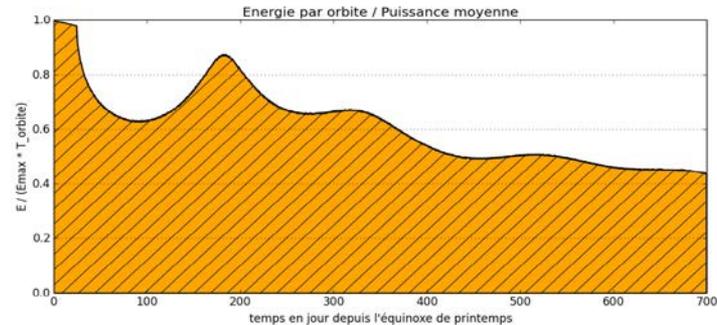


## Orbite ISS

# L'ORBITE HELIOSYNCHRONE



- L'orbite héliosynchrone impose cependant :
  - Soit un changement d'inclinaison, long et coûteux
  - Soit une dérive progressive :

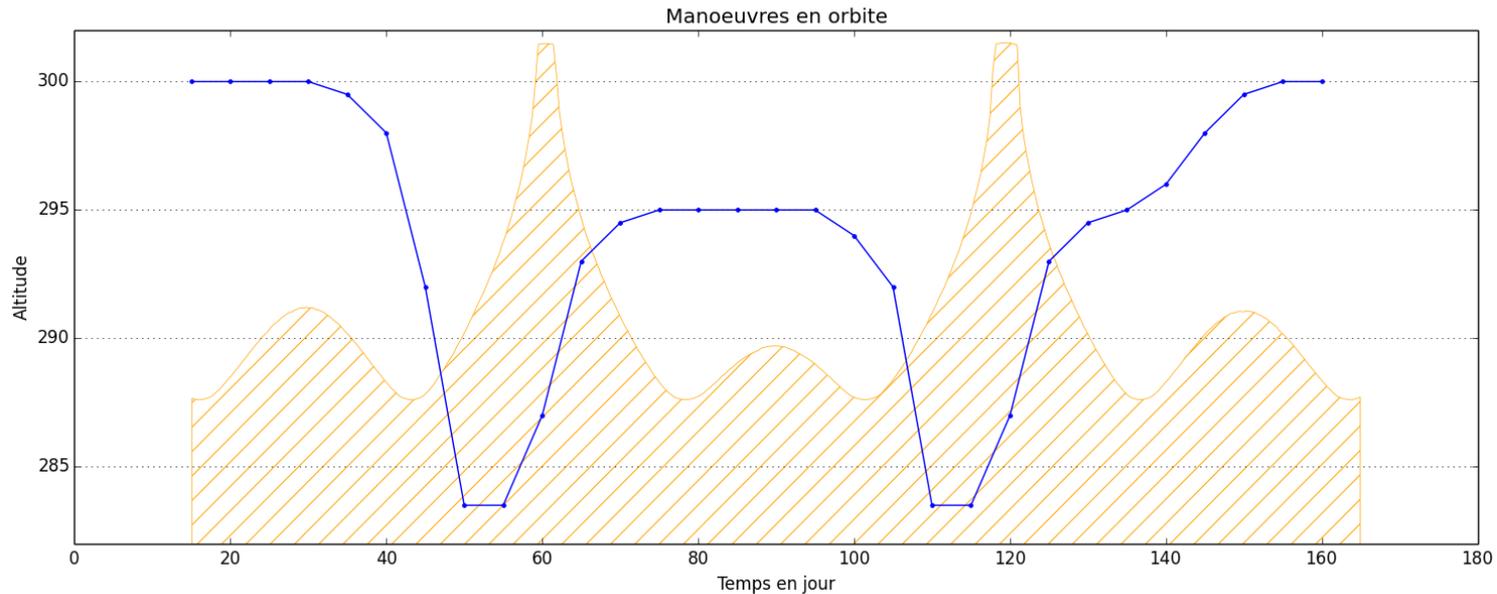


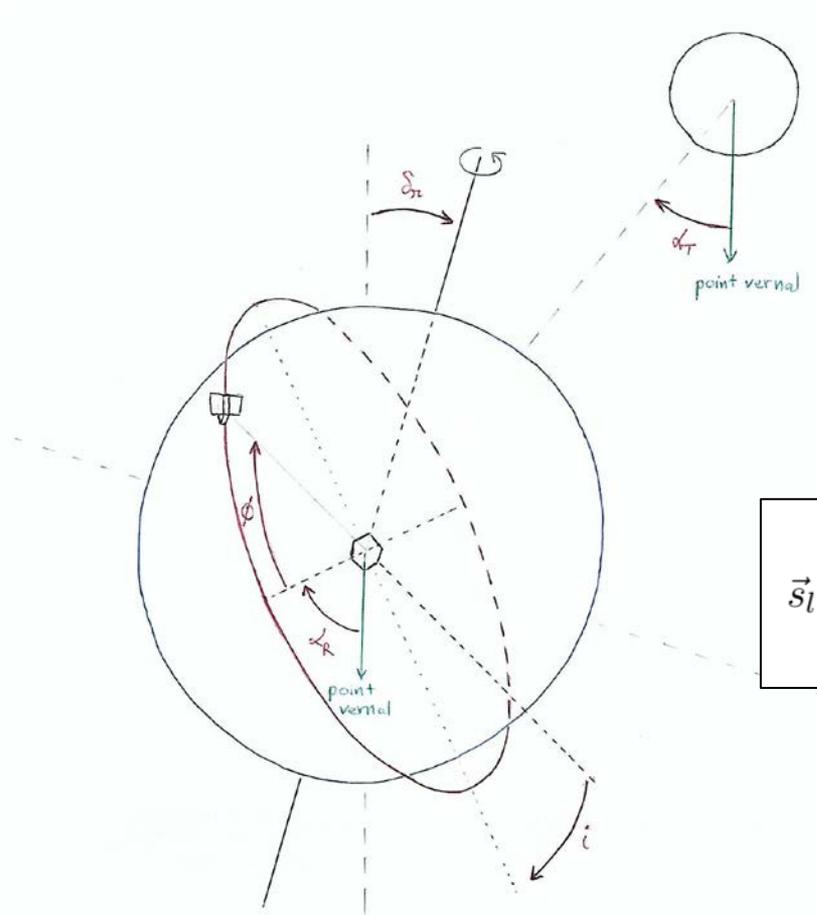
- Elle n'a pas été retenue à ce stade, surtout sur le critère de l'**accessibilité / fréquence de lancement**
- Retirer l'orbite héliosynchrone, c'est se fixer déjà une catégorie d'orbites très similaires, ce qui permet de poursuivre le développement.

# ET SI TOUT FONCTIONNE PARFAITEMENT...



On peut mettre à profit les fenêtres d'ensoleillement pour confronter le satellite à un environnement encore plus dense en fin de mission

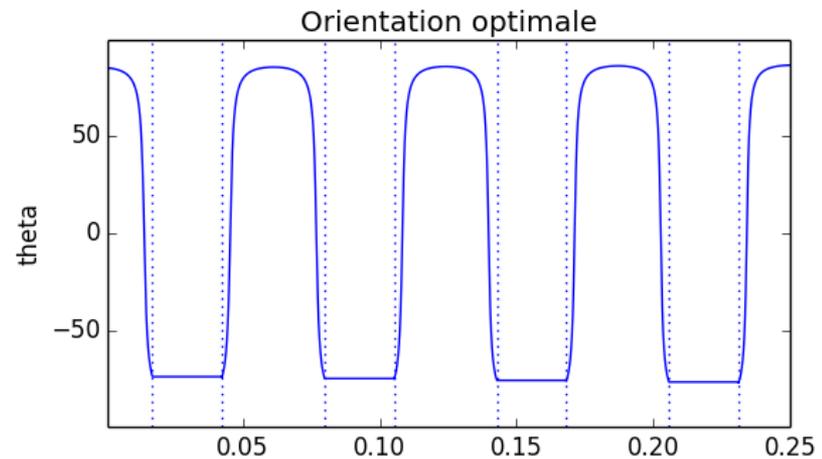
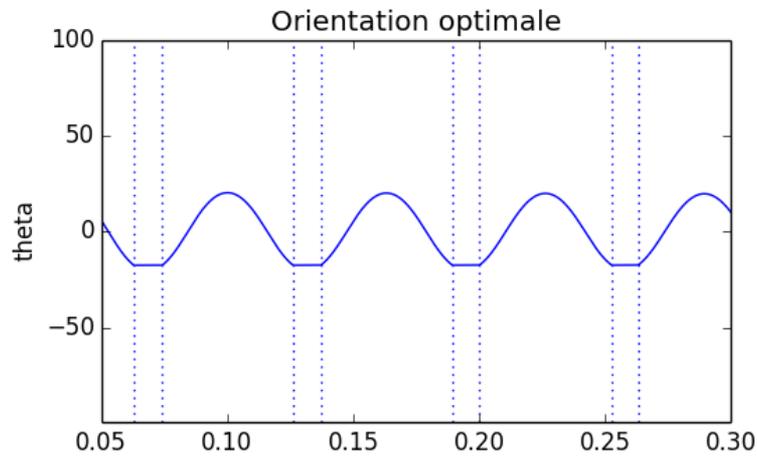
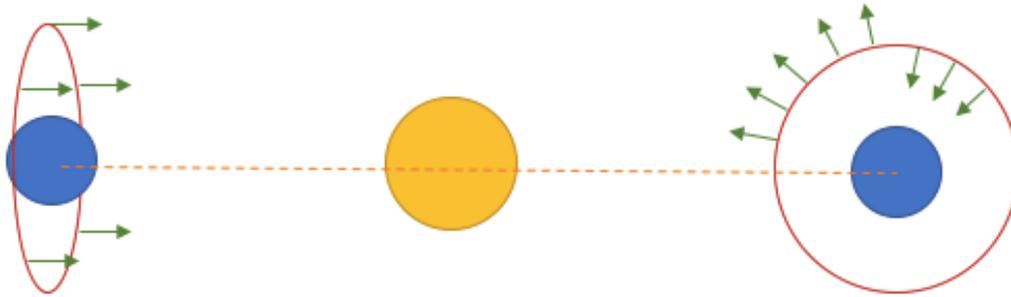




Direction du Soleil dans le repère du satellite

$$\vec{s}_{local}(t) = \Omega_{\phi}(t) \cdot \Omega_{\alpha_R}(t) \cdot \Omega_{\delta_r}(t) \cdot \Omega_{\alpha_T}(t) \cdot \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

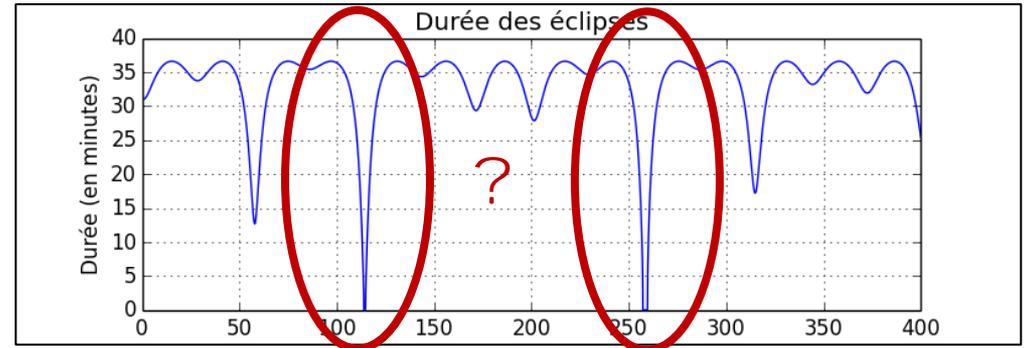
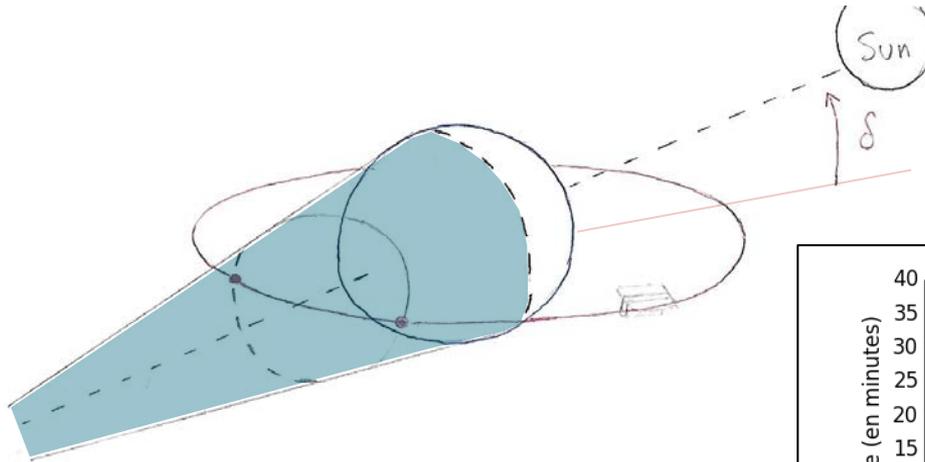
# QUEL EST L'ENSOLEILLEMENT (SOUS CONTRAINTE) REÇU PAR IONSAT ?



# QUEL EST L'ENSOLEILLEMENT (SOUS CONTRAINTE) REÇU PAR IONSAT ?

On ajoute les éclipses :

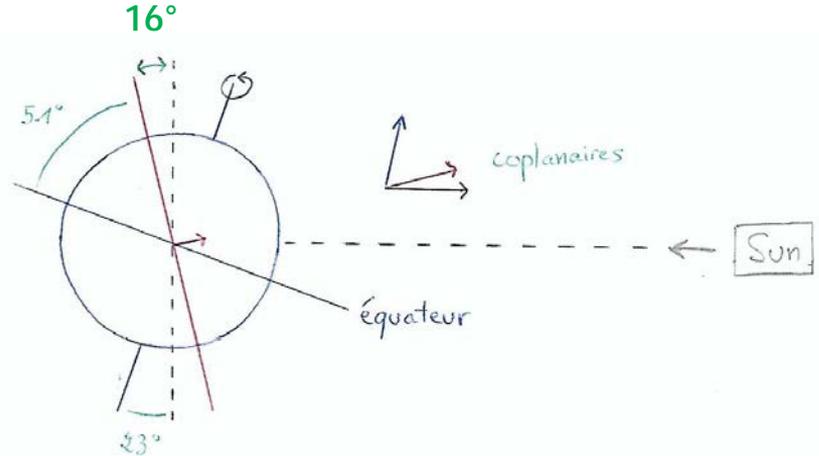
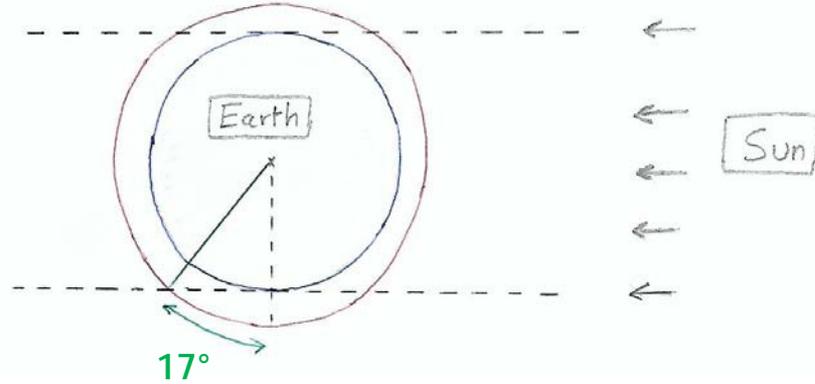
→ Sur quelle distance (angulaire) le satellite est-il dans le cône d'ombre ?



# QUEL EST L'ENSOLEILLEMENT (SOUS CONTRAINTE) REÇU PAR IONSAT ?



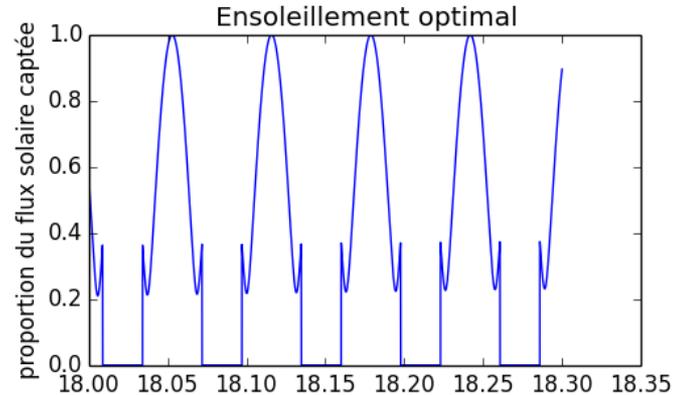
Absence d'éclipses =  
conjonction peu  
fréquente



# QUEL EST L'ENSOLEILLEMENT (SOUS CONTRAINTE) REÇUE PAR IONSAT ?

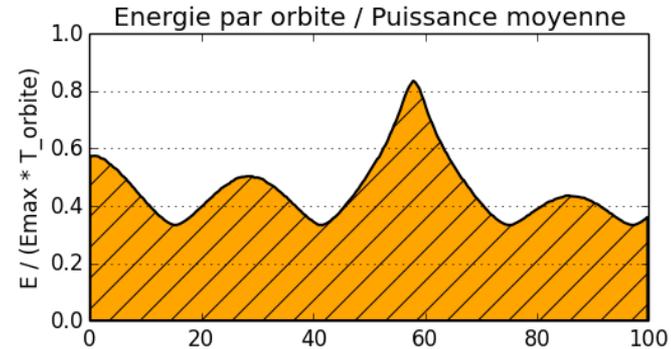


- Exacte, sur 0.3 jours



PUISSANCE RECUE

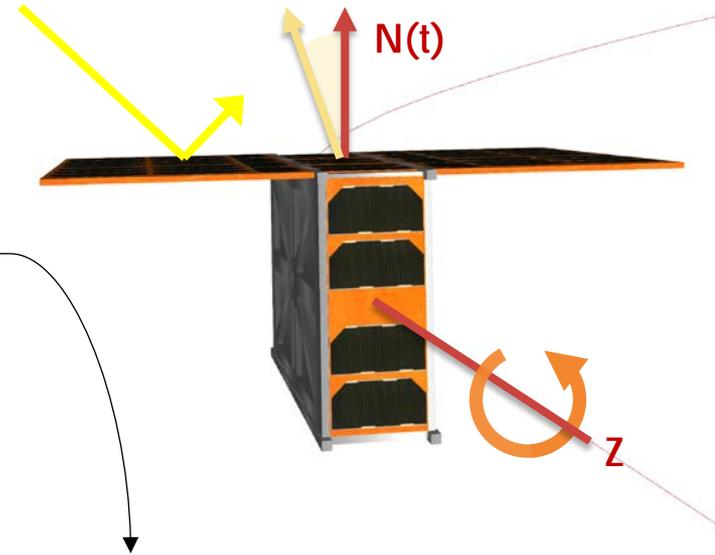
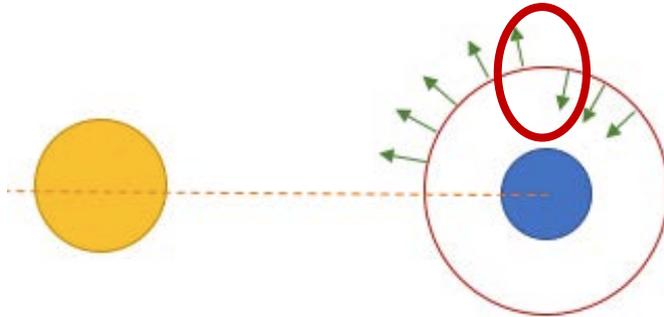
- Moyennée, sur 100 jours



# QUEL EST L'ENSOLEILLEMENT (SOUS CONTRAINTE) REÇU PAR IONSAT ?

Pertes annexes quantifiées :

- L'erreur de pointage
- La réflexion sur les panneaux
- Le manque de mobilité du satellite

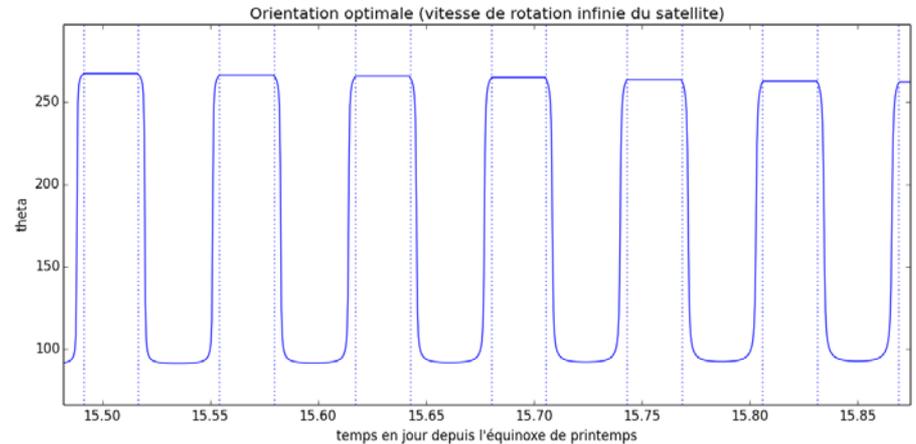
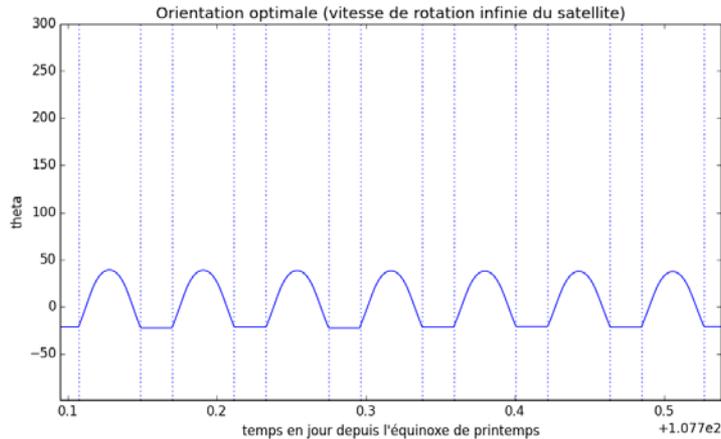


**28%**  
(pires cas)

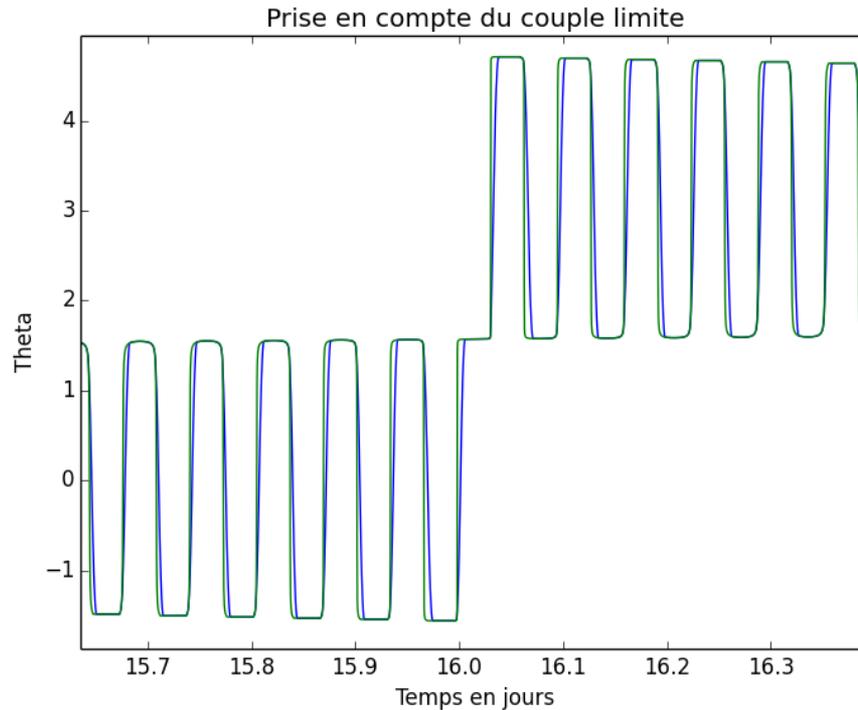
# CONTRAINTE D'AERODYNAMISME



- Au cours du maintien à poste, le satellite va devoir maintenir une orientation « aérodynamique » = limiter sa surface de traînée à  $2U$ , soit  $2,5 \text{ dm}^2$ , soit environ  $\frac{1}{4}$  de sa surface aléatoire.
- Dès lors, le satellite n'a plus qu'un degré de liberté de rotation pour orienter ses panneaux. On trace l'orientation optimale en fonction du temps :



# PERTES LIEES A LA MOBILITE



- Le manque de mobilité affecte justement les périodes les plus critiques en énergie, qui se reproduisent tous les 30 jours
- Le choix d'une petite roue à inertie (cf SCAO) permet de ne pas perdre plus de 10% de la puissance disponible a priori, et ce pendant une journée au plus (tous les 30 jours).

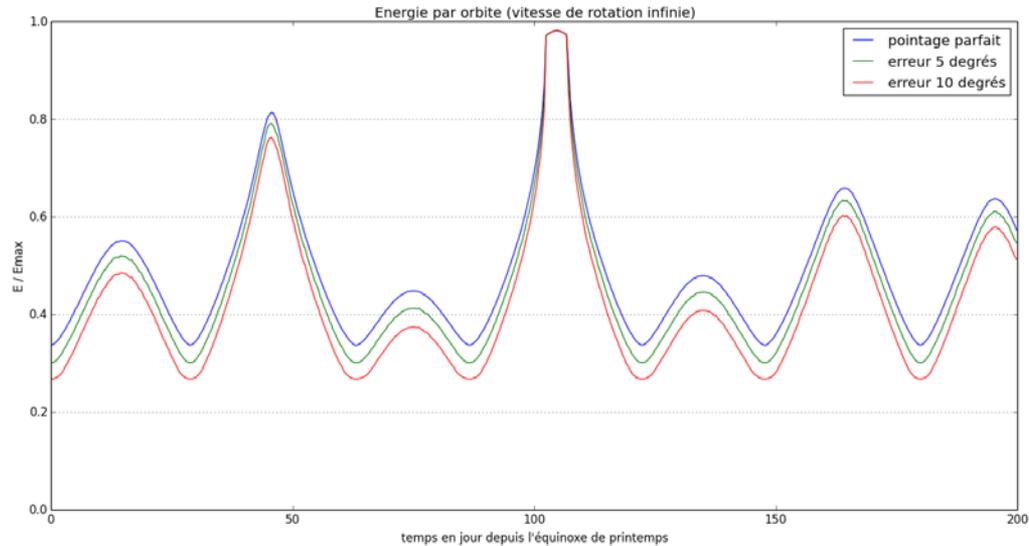
# PERTES LIEES A LA PRECISION



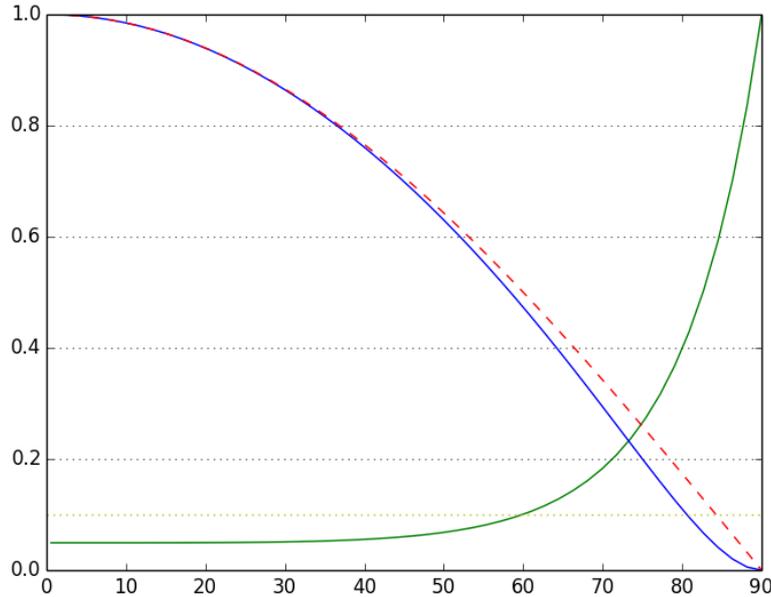
| Erreur de pointage | Perte en puissance* |
|--------------------|---------------------|
| 5°                 | 10%                 |
| 10°                | 20%                 |

\*dans les pires cas

Puissance moyenne avec différentes erreurs



## AUTRE PERTE

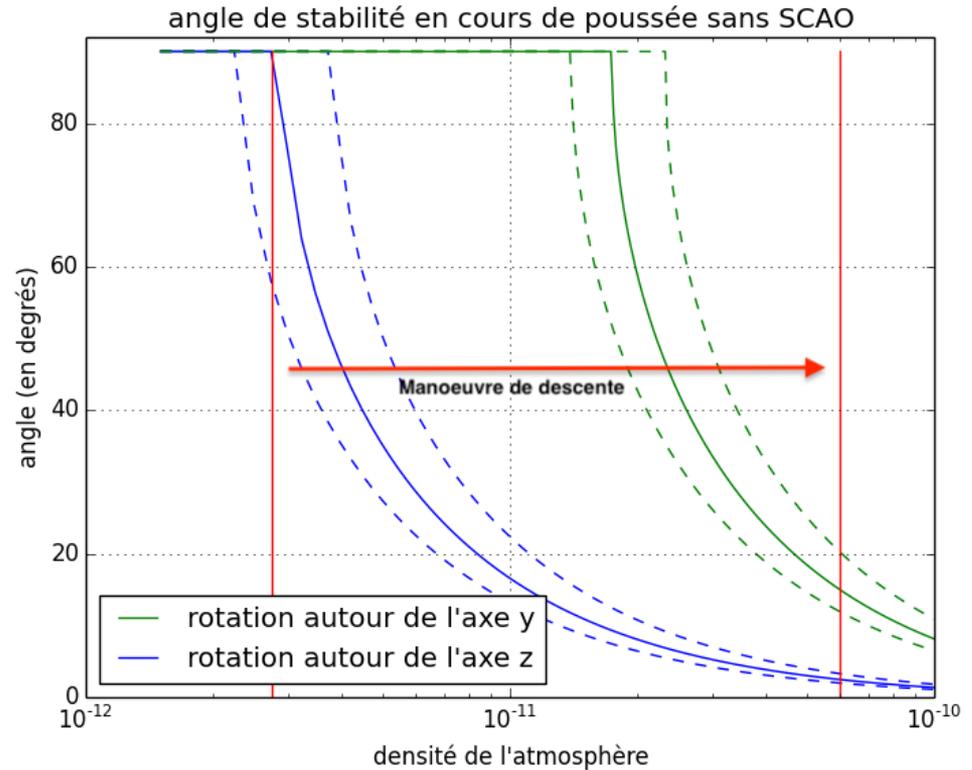


- Courbe de Rauschenbach : La réflectance augmente avec l'angle d'incidence
- Réduit encore la puissance reçue dans les pires cas
- Cumul des 3 pertes dans les pires cas : 34% -> 28% de puissance moyenne reçue

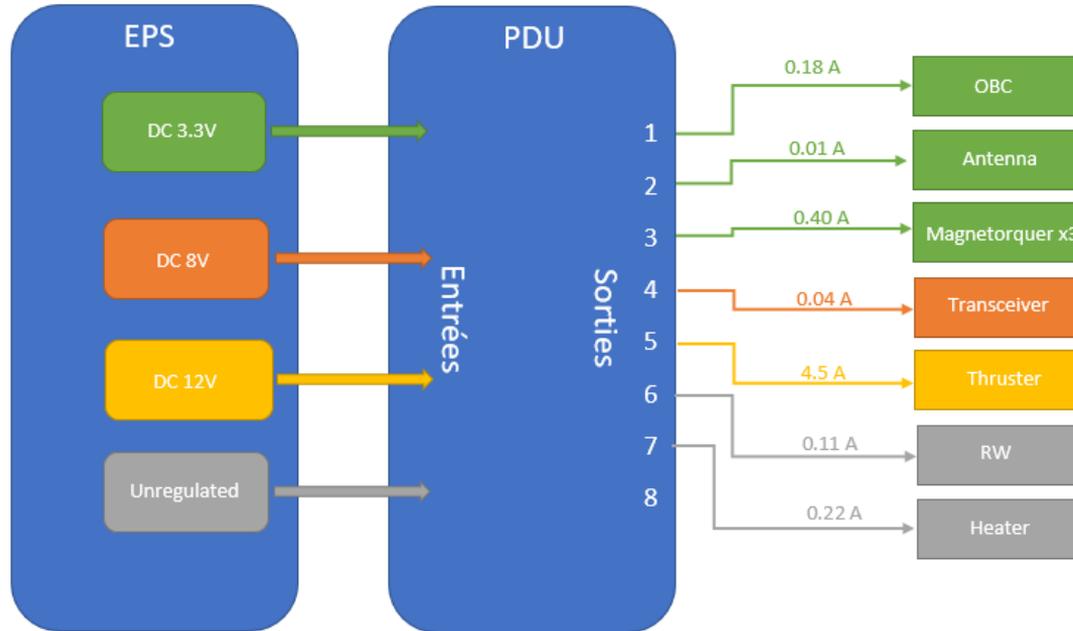


# STABILITY DURING THRUST

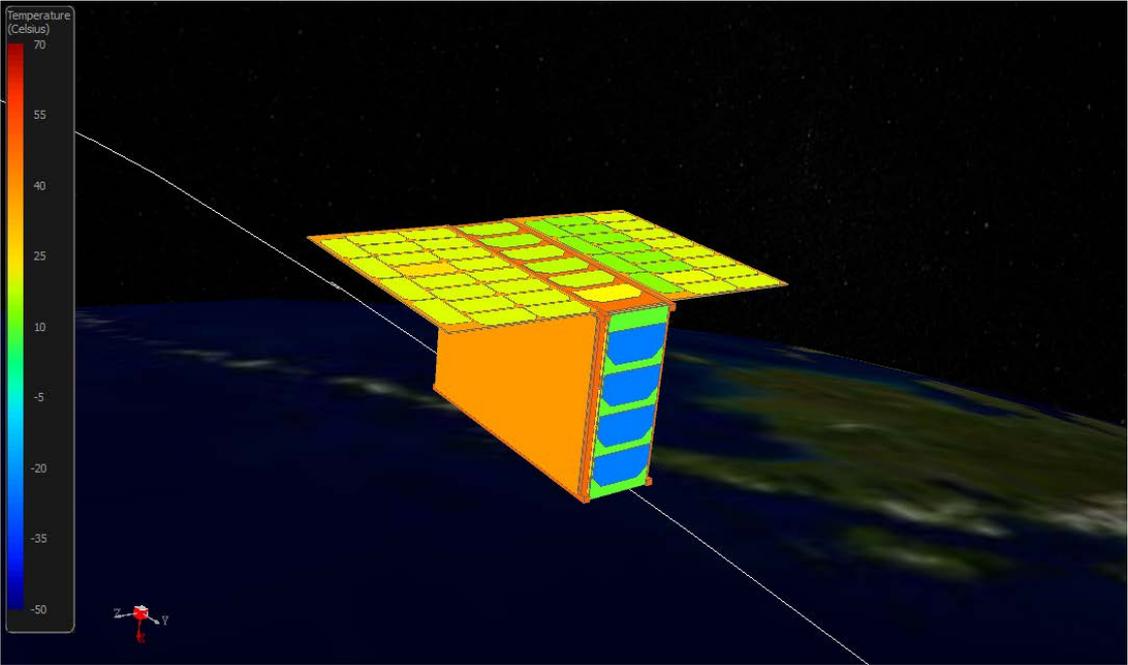
- Lors des phases de poussée, si l'axe du propulseur n'est pas aligné parfaitement avec le centre de gravité du satellite, il y a apparition de couples
- Le couple « aéro » assure partiellement la stabilité du satellite sur les 2 axes
- Valeurs :
  - Offset z : 2 cm
  - Offsets x et y : 1 mm



# INTERNAL POWER SUPPLY BREAKDOWN



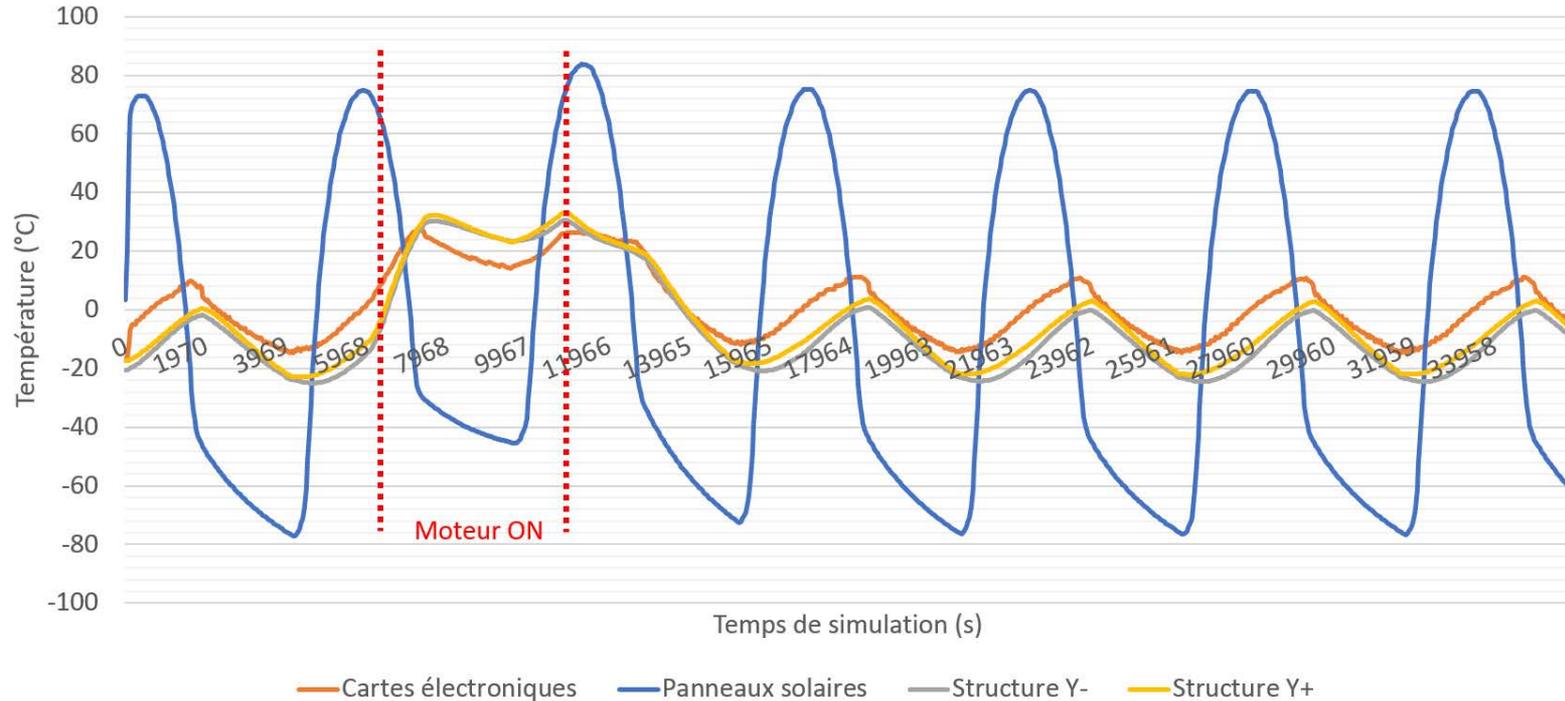
# THERMAL ANALYSIS



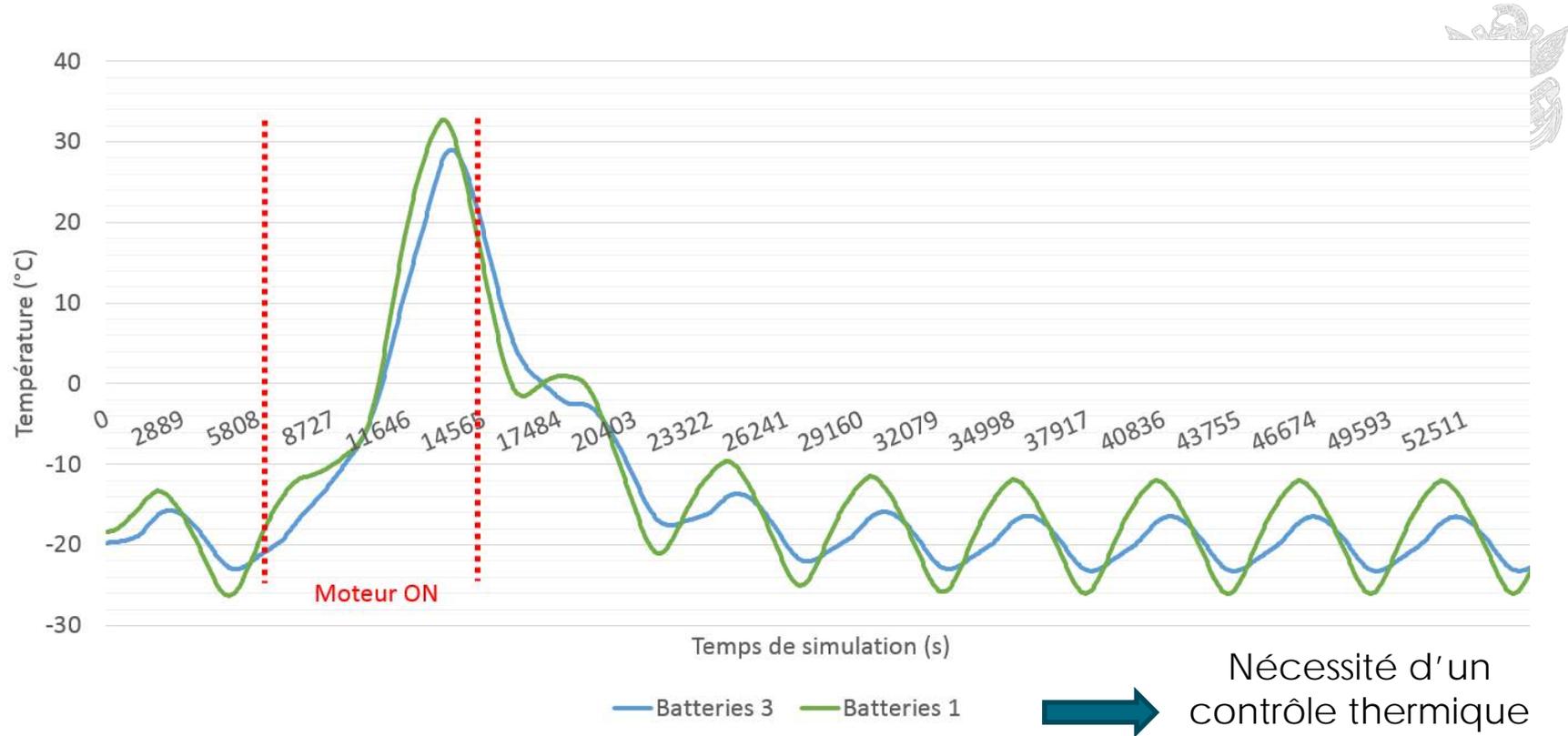
# ÉVOLUTION DE TEMPÉRATURE DES SOUS-SYSTÈMES



- Structure en aluminium : revêtement radiatif « froid » → peinture blanche



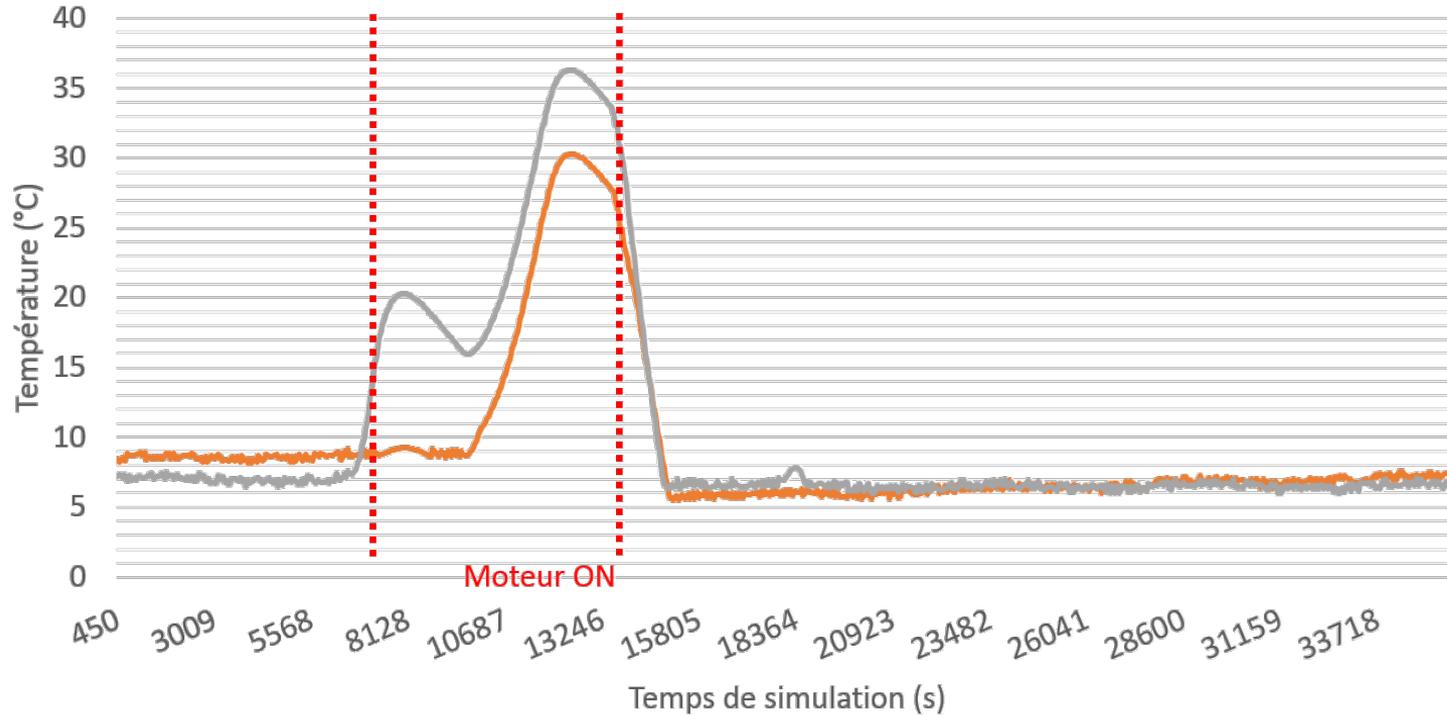
# ÉVOLUTION DE TEMPÉRATURE DES BATTERIES



Nécessité d'un  
contrôle thermique  
actif

# ÉVOLUTION DE TEMPÉRATURE DES BATTERIES

- Utilisation de réchauffeurs autonomes de batteries (~1W) + Couches MLI



# DEVELOPMENT PLAN

