

c) Développement Technique

Les précédentes équipes se sont concentré sur le mécanisme de déploiement du Tether. Ils sont arrivés à une limite dans le domaine physique, à savoir à quel moment considère-t-on que la désorbitation est efficace, et qu'elles sont les dimensions minimales du Tether pour une désorbitation efficace. C'est à cette question que l'on a voulu commencer à répondre cette année.

Dans cette optique, on a voulu, dans un premier temps, déterminer le mouvement radiale du CubeSat sans Tether, c'est-à-dire sa distance par rapport à la Terre. Cela nous permettra de le comparer avec le système {CubeSat + Tether}. Pour y parvenir, nous avons défini notre environnement auquel nous avons appliqué le principe fondamental de la dynamique (ou seconde loi de Newton). Ce principe permet d'obtenir l'expression de l'accélération radiale de notre Système CubeSat, selon l'expression suivante :

$$m \times a = \sum \text{Forces}$$
$$\Leftrightarrow m \times \frac{d^2 r}{dt^2} = \sum \text{Forces}(r)$$

Les forces rentrant en jeu dans cette équation sont celles qui s'appliquent sur notre système. Une première question qui s'est donc posé fut de déterminer quelles sont les forces que l'on prends en compte.

Il serait parfaitement impossible de simuler toutes les forces, donc il a fallu faire des choix. Parmi les nombreux documents de recherches consultés (dont la référence [1], qui fut le plus exhaustif), quatre revenaient souvent :

- La force de gravitation, responsable de l'attraction de deux corps (ici le Cubesat et la Terre).
- La force centrifuge, la force agissant sur un corps ayant une trajectoire curviligne et tendant à le pousser radialement vers l'extérieur en direction opposée à celle de la force centripète, ici notre force de gravitation.
- La force de traînée atmosphérique, la force qui s'oppose au mouvement d'un corps dans l'atmosphère et qui agit comme un frottement.
- Et enfin, la force des rayonnements solaires, qui comme son nom l'indique est la force qui s'exerce sur notre CubeSat dû au rayonnement solaire.

Lors de la simulation, nous déterminerons lesquels sont négligeable et à quel moment elles le sont.

Avant de rentrer plus dans les détails de ces forces, il serait judicieux d'exprimer quelques remarques quand à la déterminations de chacun des paramètres de celles-ci.

Tout d'abord, au vue des nombreux documents consultés pour faire ce travail, notre sujet est un sujet de thèse, il nous a donc fallu simplifier notre démarche tout en gardant une rigueur scientifique exemplaire. De ce fait, nous avons exprimé plusieurs hypothèses :

- 1- Le rayon de la Terre est constant. Son rayon équatorial est d'environ 6 371 kilomètres alors que son rayon polaire est d'environ 6 357 kilomètres. Or, notre CubeSat sera lancé depuis l'ISS, et suivra donc son inclinaison d'orbite, qui est de 51.65° (donc une orbite ni polaire, ni équatorial). Nous travaillerons avec la valeur du rayon équatorial, comme régie par l'International Astronomical Union (une autorité internationalement reconnue).
- 2- La densité atmosphérique est homogène à une altitude donnée.
- 3- La force de traînée est colinéaire au plan diagonale du CubeSat.
- 4- Les rayons solaires sont parallèles. Cela est dû à la très grandes distances séparant le CubeSat et le Soleil (distance Terre-Soleil = 149,6 milliards de mètres)
- 5- Le temps passé dans l'ombre de la Terre par le CubeSat sera calculé en considérant qu'à chaque instant l'orbite du CubeSat est circulaire

Dans cette optique, nous avons détailler méticuleusement chaque document utilisé dans une bibliographie, mise à la disposition des futures équipes, ainsi qu'une liste de document permettant une lecture et des calculs plus approfondis. Afin d'éviter, comme nous avons pu le voir dans beaucoup de travaux, le partage de liens « morts », nous avons fait l'effort de télécharger l'intégralité des documents, que nous avons mis sur le Google Drive du Projet ECE3SAT.

Étude théorique des forces:

Après avoir divisé le Principe Fondamental de la Dynamique par la masse, nous obtenons l'expression de l'accélération. Cette dernière est alors égale à la sommes des 4 forces (précédemment introduites) divisée par la masse. Or une force divisé par une masse est une pression. C'est pour cela que dans les expression détaillé ci-dessous, il sera question de Pression.

1. la Force Centrifuge

The diagram shows the formula for centrifugal force: $P_{centrifuge} = \frac{1}{R} \cdot \left(\frac{dR}{dt}\right)^2$. The term $\frac{1}{R}$ is circled in red, with a red arrow pointing down to a red box labeled "distance radiale". The term $\left(\frac{dR}{dt}\right)^2$ is also circled in red, with a red arrow pointing down to a red box labeled "Vitesse".

2. la Force Gravitationnelle

$$P_{\text{gravitationnelle}} = \frac{GM}{R^2}$$

Masse de la Terre
 $5,972 \times 10^{24} \text{ kg}$

constante de gravitation universel
 $6,674 \text{ } 08 \times 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$

3. la Force de Traînée Atmosphérique

$$P_{\text{traînée}} = \frac{-1}{2m} \cdot \rho \cdot C_D \cdot A \cdot \left(\frac{dR}{dt}\right)^2$$

Coef. de traînée

masse volumique du fluide

Aire projetée du cubesat

Nous avons déterminé la densité atmosphérique (où masse volumique de l'atmosphère) grâce au Modèle MSISE-90 (référence [6]), reconnu par la NASA. Le modèle MSISE-90 est le modèle de prédilection pour des études portant sur plusieurs « paliers » atmosphériques comme indiqué par le Community Coordinated Modeling Center (CCMC) (référence [7] + hypothèse 2). Ce modèle donne la valeur de la densité atmosphérique en fonction de l'altitude (tous les 20km), mais aussi en fonction de l'Activité Solaire. Ce dernier paramètre n'est pas négligeable puisqu'il peut découpler la densité d'un facteur 100 entre une faible et une importante activité solaire. Afin de déterminer la tendances de l'activité solaire, nous nous sommes penchés sur les données du National Research Council of Canada, recensant sa valeur tous les jours depuis 80 ans (du 14 février 1947 au 30 avril 2018) (référence [8]). En moyennant toutes ses valeurs (sur non pas 26008 données mais seulement 25367 dû à des manques dans leur table) (référence [9]), nous obtenons une activité solaire de 125.5 sfu (où unité de flux solaire).

Les futures équipes pourront refaire la résolution de l'équation avec une valeur minimale et une valeur maximale pour déterminer à quel point cela affecte notre désorbitation.

Or d'après la référence [10], les conditions de moyenne activité solaire sont supposées être caractérisées par une valeur de flux solaire entre 100 et 150 sfu.

Donc seules les valeurs de densité atmosphérique en moyenne d'activité solaire seront considérées dans notre simulation.

Par ailleurs, nous avons déterminé le coefficient de traînée et l'aire projetée du CubeSat sur tout plan orthogonal à la force de traînée grâce à la référence [3]. Or d'après l'hypothèse 3, cette aire égale au produit de la diagonale d'une base du CubeSat par la hauteur.

4. la Force de Rayonnement Solaire

$$P = \frac{F}{m} = -P_{\text{momentumFlux}} \cdot (1 + \eta) \cdot \frac{A}{m} \cdot \nu$$

Aire projeté du cubesat sur tout plan orthogonal du rayon lumineux

le coef. de Fresnel

$$\frac{n_1 \cdot \cos(\Theta_1) - n_2 \cdot \cos(\Theta_2)}{n_1 \cdot \cos(\Theta_1) + n_2 \cdot \cos(\Theta_2)}$$

le facteur eclipse qui correspond au pourcentage de luminosité reçu par le cubesat sur une orbite

Nous déterminons l'angle d'incidence moyen des rayons du Soleil θ_1 dans l'Annexe 2.1. L'angle d'incidence n_1 est égal à 1 parce que l'indice du vide de 1. De plus, l'indice de réfraction n_2 est égal à 1.99, indice du milieu {panneaux solaires}, dont la constitution, d'après la référence [4], est composée de SiN (Silicon de Nitride) ARC (Anti Reflection Coatching). Cette constitution est de plus en plus utilisée pour les panneaux solaires des satellites car sans réflexion, plus d'énergie peut être récupéré par ces derniers. Cette valeur nous donnée est dans la référence [4] (tableau 2, Réflexion index de Nitride type normal). Pour ce qui est de l'angle de réfraction, nous l'exprimons grâce à la loi de Snell-Descartes :

relation de Snell-Descartes

$$n_1 \cdot \sin(\theta_1) = n_2 \cdot \sin(\theta_2)$$

Nous déterminons le facteur éclipse (dont la valeur est comprise entre 0 et 1) en prenant donc en compte lorsque le Soleil est caché au CubeSat par la Terre. On a alors $\nu=1$ pendant $[(\text{Tentier} - \text{Tombre})/\text{Tentier}] \%$ du temps, et $\nu=0$ pendant $[\text{Tombre}/\text{Tentier}] \%$ du temps.

Nous obtenons alors l'expression de ν grâce au calcul dans l'Annexe 2.2 sur toute l'orbite :

$$\nu = 1 \times [(\text{Tentier} - \text{Tombre})/\text{Tentier}] + 0 \times [\text{Tombre}/\text{Tentier}] = 1 - \theta/(2\pi)$$

avec θ l'angle pendant lequel le CubeSat est dans l'ombre de la Terre, et dont l'expression est déterminée au début de l'Annexe 2.1.

L'aire projetée A est le même paramètre que dans l'expression de la Force de traînée atmosphérique, mais a une valeur différente. En effet, la force appliquée ici n'est plus unidirectionnelle dans le référentiel du CubeSat, mais provenant du Soleil. Nous avons calculé A en reprenant les mêmes principes de calcul que précédemment dans l'Annexe 2.1 (donc en prenant en compte la zone d'éclipse).

En phase 1 : la section transversale est en moyenne de

$$A_{moy1} = \frac{d^2 + \sqrt{2}d^2 + d^2}{3} = \left(\frac{2 + \sqrt{2}}{3}\right)d^2$$

(Valeurs déterminées selon si l'on est dans le cas "cube flow on face" ou "on edge" et données dans la référence [3], p.163 Drag coefficients for various bodies)

En phase 2 : idem

En phase 3 : une partie est à l'ombre et donc la pression de rayonnement solaire n'impacte qu'une partie du chemin. La section transversale moyenne impactée est donc différents des phases 1 & 2.

$$\begin{aligned} \tan \Theta' &= \frac{d}{B'} / \text{formule trigonometrique et angles alternes - internes} \\ \Leftrightarrow B' &= \frac{d}{\tan \Theta'} \\ \text{De meme } \tan \Theta' &= \frac{d}{R'} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Donc } R' &= B' \\ / \text{formule trigonometrique, } \cos \Theta'' &= \cos\left(\frac{\pi}{2} - \Theta'\right) \end{aligned}$$

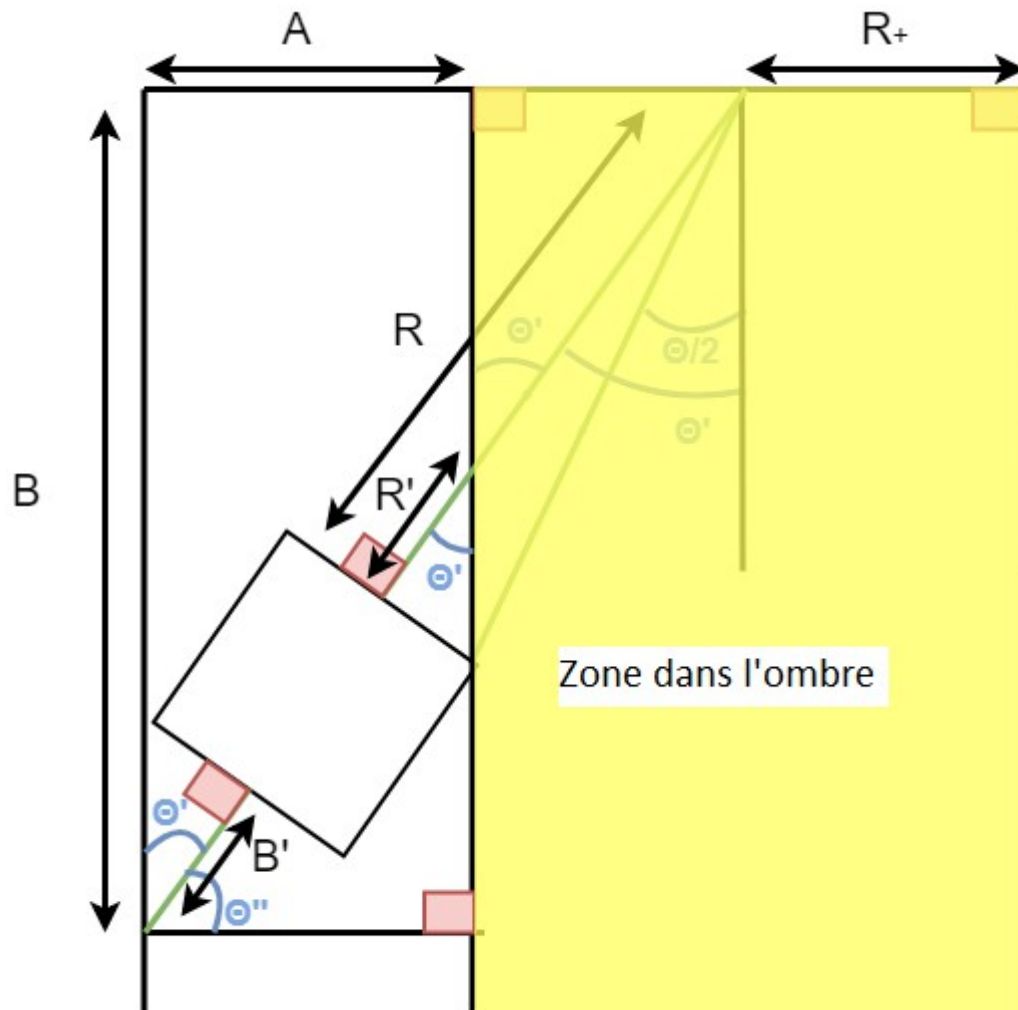
$$= \frac{A}{2B' + 2d}$$

$$\Leftrightarrow A = (2B' + 2d) \cos\left(\frac{\pi}{2} - \Theta'\right)$$

$$\Leftrightarrow A = 2d\left(\frac{1}{\tan \Theta'} + 1\right) \cos\left(\frac{\pi}{2} - \Theta'\right)$$

$$\text{avec } \Theta' = \alpha + \Theta_I \text{ ou } \Theta_I = 2 \arcsin\left(\frac{R_+}{R_+ + r}\right) \text{ D'apres l'annexe 2.1}$$

$$\text{et } \tan \alpha = \frac{d}{R}$$



$$\alpha = \arctan\left(\frac{d}{R_+ + r}\right)$$

$$\text{Et donc } A_{moy3} = \frac{d^2 + \sqrt{2}d^2 + Ad}{3} = \left(\frac{1 + \sqrt{2} + \frac{A}{d}}{3}\right) d^2$$

En phase 4 : idem

$$\text{donc } A_{moy} = \frac{A_{moy1} + A_{moy2} + A_{moy3} + A_{moy4}}{4}$$

$$= \frac{2 \left(\frac{2+\sqrt{2}}{3} + \frac{1+\sqrt{2}+\frac{A}{d}}{3} \right) d^2}{4} = \frac{(3 + 2\sqrt{2} + \frac{A}{d}) d^2}{2}$$

Pour une étude future avec un objectif de complexification, je conseille la lecture de la référence [2] qui fait un travail extrêmement poussé du calcul d'aire projetée.

Enfin pour déterminer la puissance lumineuse reçu, nous utilisons son expression :

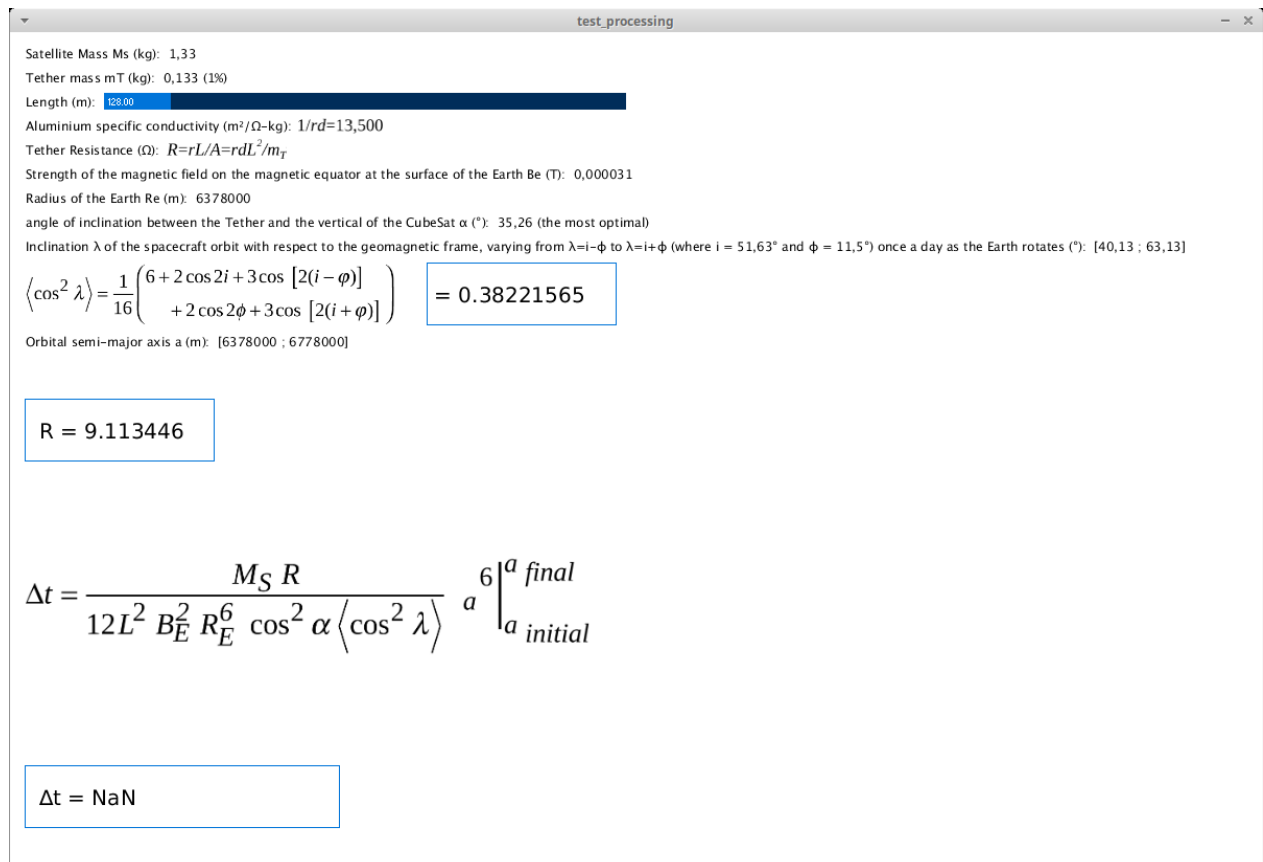
$$P_{MomentumFlux} = \frac{I}{c} \quad \begin{array}{l} I = q_{solar} = 1031 \text{ W.m}^{-2} \\ \text{d'ou } P_{mf} \approx 3,4.10^{-6} \text{ kg.s}^{-3} \end{array}$$

avec l'intensité lumineuse dont la valeur est calculée dans la référence [5] (p.5), et c la célérité de la lumière dans le vide ($299\,792\,458 \text{ m.s}^{-1}$).

d) Simulation

La simulation a deux buts. Le premier est de calculer les forces s'appliquant sur le CubeSat. De ce fait, on aura alors la démonstration du caractère négligeable des forces en fonction de l'altitude de ce dernier. Le second doit permettre de donner une expression du mouvement radial du CubeSat. De par notre choix de valorisation, nous nous sommes attardés un certain temps à la recherche d'un logiciel open source et gratuit permettant de rendre des résultats satisfaisants. L'équipe d'ADCS et l'ancien coordinateur, Valentin Larrieu, nous ont fortement conseillé de prendre le même logiciel qu'eux, à savoir Processing. Nous avons alors rencontré de nombreux problèmes. Tout d'abord, le nom de ce logiciel est beaucoup trop générique. Lorsque l'on veut faire des recherches d'utilisation, nous arrivons très difficilement à trouver des résultats cohérents. Cela est aussi dû à l'âge avancé du logiciel et à sa communauté décroissante. De plus, il a des capacités de calculs de grands nombres limités, ne permettant pas le calcul de nos forces. Nous avons essayé de calculer le temps de désorbitation (que l'on a pas pu vérifié faute de temps) donnée dans la référence [11] (p.7) :

Après une redéfinition de nos besoins, nous nous sommes tournés vers des logiciels spécialement conçus pour le calcul numérique. Matlab nous semblait en parfaite adéquation avec nos objectifs mais pas avec notre valorisation Open Innovation (nécessitant l'utilisation de produit gratuit et open source). Nous avons alors trouvé Octave liant ces deux nécessités. De plus, Octave a de nombreux autres avantages non négligeables :



- Pour la plupart des commandes, sa syntaxe est identique à celle de MATLAB, ce qui permet si on le souhaite, de faire marcher des scripts sur l'un ou l'autre.
- Octave est fonctionnel sur la plupart des systèmes d'exploitation Unix, et sur Microsoft Windows.
- Sa précision numérique correspond à celle de la machine sur lequel s'effectue la simulation.

3) Résultats

a) Résultats de la simulation

Comme précédemment explicité, la simulation permet d'obtenir deux résultats. Le premier compare l'amplitude des forces méticuleusement choisies, et permet d'en déduire leur efficacité. Grâce au travail précédant de détermination détaillée de chacun des paramètres exploités, fut simple, mais long et fastidieux. Particulièrement, quand il a fallu coder la densité atmosphérique. En effet, étant donnée que nous n'avions que des données tous les 20 kilomètres, il a fallu compléter les manques. De ce fait, comme le montre une partie de ce code

ci-dessous, nous avons exprimé les densités entre deux altitudes comme des points de la droite joignant ces deux altitudes :

```
%if our distance of Earth's center is between:
%   x1=Rearth+400km
%and x2=Rearth+380km
%with y1=atm density at x1 altitude=0.00000000000389 kg.m^-3
%and y2=atm density at x2 altitude=0.00000000000555 kg.m^-3
if (rlstar(i) <= 6371000+400000) && (rlstar(i) > 6371000+380000)
    %slope=(y1-y2)/(x1-x2)
    slope=(0.00000000000389-0.00000000000555)/(400000-380000);
    %yIntercept=y1-slope*x1 (=y2-slope*x2)
    yIntercept=0.00000000000389-slope*(6371000+400000);
    %equation d'une droite permettant d'obtenir la valeur de rho avec seulement 2 autres valeurs
    rho=slope*rlstar(i)+yIntercept;
```

Étant donnée que le choix le plus judicieux fut de les comparer par rapport à la distance radiale du CubeSat (à laquelle elles dépendent toutes), il a fallu nous mettre à la résolution du Principe Fondamental de la Dynamique.

Tout d'abord, nous avons cherché en vain à la résoudre « classiquement », c'est à dire à obtenir une expression de cette distance à partir de celle de son accélération. Après un certain temps de recherche, nous nous sommes tournés vers des professionnels, comme Monsieur Mechkour, un professeur de mathématique de l'ECE, et mon ancien professeur de mathématique de deuxième année de classe préparatoire Mathématique-Physique. Étant donné que mon équation est du second ordre (avec une dérivée seconde) et non linéaire (du fait de la division par la distance radiale et du carré de celui-ci), ils m'ont tous les deux conseillé de faire une analyse numérique, et d'utiliser soit la méthode d'Euler (référence [12]), soit la méthode de Runge Kutta (référence [13]) (cette dernière est plus complexe mais plus précise). Ainsi, nous avons préféré commencé en ordre croissant de complexité, et de nous attardé en tout premier lieu sur la méthode d'Euler. La méthode d'Euler consiste à résoudre une équation pouvant s'écrire :

$$\begin{cases} \dot{y} &= f(t, y(t)), & 0 \leq t \leq T \\ y(0) &= y_0 \end{cases}$$

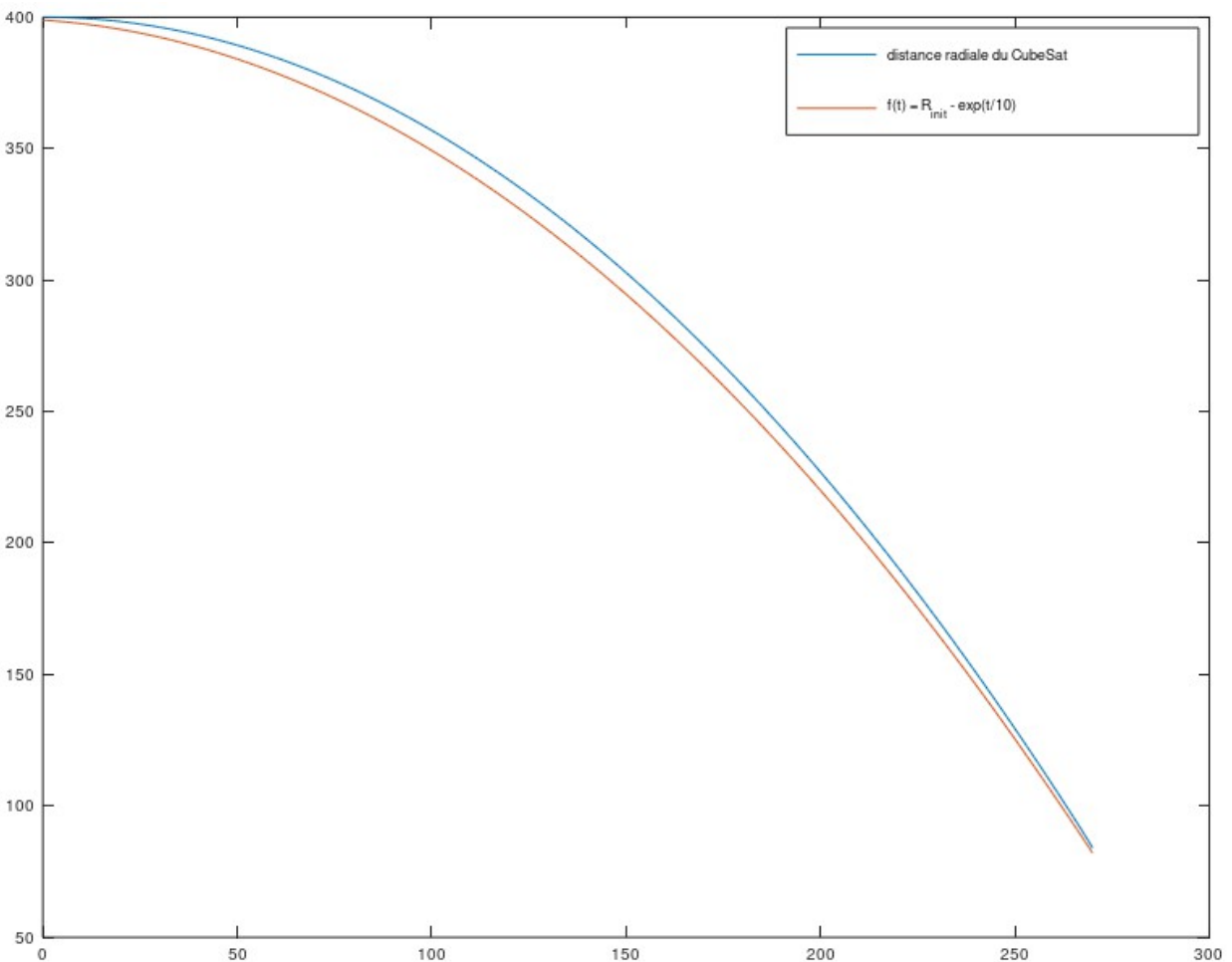
Pour cela, il faut approximer la valeur de y en t_0+h (on appelle h le pas) par l'addition de sa valeur initiale et la multiplication du pas par la valeur de la dérivée initiale, comme suit :

$$y(t_0 + h) \approx y(t_0) + y'(t_0)h$$

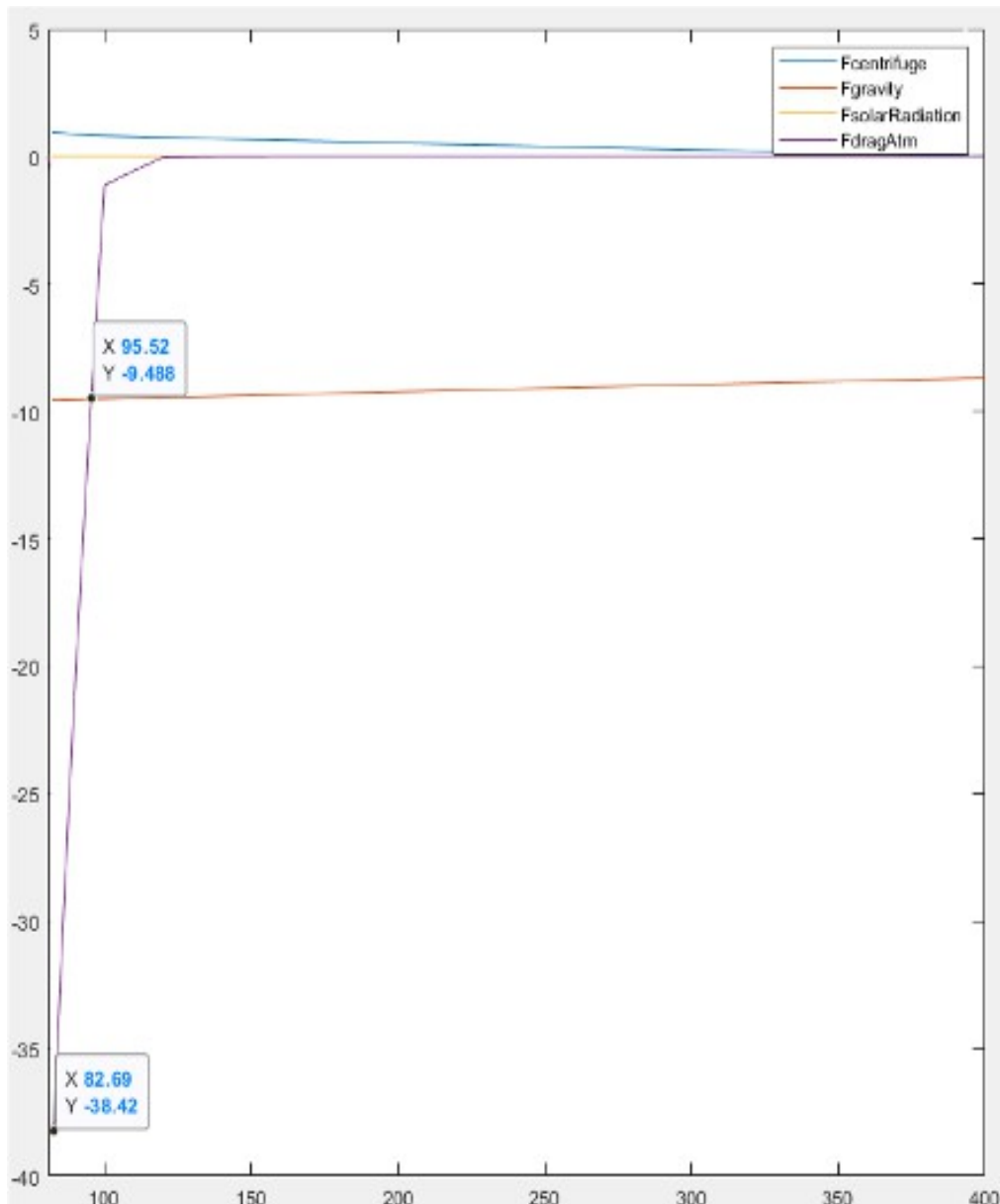
Or notre équation est du second ordre, donc nous devons la séparer en deux :

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{R}_1(t) = f(R_1(t), \dot{R}_1(t)) \\ \dot{R}_1(t=0) = 0 \\ R_1(t=0) = r_{\text{init}} + R_{\text{terre}} \end{array} \right. \longleftrightarrow \left\{ \begin{array}{l} \dot{R}_2(t) = f(R_1(t), R_2(t)) \\ R_2(t=0) = 0 \\ \dot{R}_1(t) = R_2(t) \\ R_1(t=0) = r_{\text{init}} + R_{\text{terre}} \end{array} \right.$$

Nous obtenons alors l'allure du mouvement radiale du CubeSat. En affichant simultanément ce dernier avec des fonctions connu nous nous rendons compte que son allure décroît de la même façon que la fonction $f(t) = r(t=0) - \exp(t/10)$, avec $\exp()$ la fonction exponentielle :



Par ailleurs, avec cette analyse numérique du mouvement radiale du CubeSat, on peut enfin comparer les forces appliquées à celui-ci :



Ainsi comme on peut le voir, la force gravitationnelle est la force la plus efficace à la désorbitation jusqu'à environ une centaine de km d'altitude, puis c'est au tour de la force de traînée atmosphérique. Nous venons ainsi de démontrer que les forces de Rayonnement Solaire et Centrifuge sont négligeables.

b) La suite pour le projet

Pour la simulation

Il restera à la prochaine équipe à améliorer ce simulateur et mettre au clair la question de l'obtention du temps de désorbitation, puisque les valeurs que l'on trouve sont parfaitement incorrectes. Parmi les améliorations à apportées, nous en avons vu deux :

La première consiste en l'implémentation d'une méthode à pas adaptatif, puisque dans les basses altitudes (du fait de la désorbitation plus importante), il y a extrêmement peu de points. Nous envisagions l'implémentation de la Méthode d'Euler-Richardson (référence [14]).

La seconde serait l'ajout du Tether à la simulation, avec la force de Lorentz, afin de déterminer les paramètres minimaux du Tether pour une désorbitation efficace.

5) Bibliographie

<http://nettoyerlespace.e-monsite.com/pages/projets/les-solutions-possibles/le-filet-magnetique.html>

<http://nettoyerlespace.e-monsite.com/pages/projets/la-desorbitation.html>

<https://cnes.fr/fr/dossier-debris-spatiaux-ou-en-est>

<https://www.iso.org/obp/ui/fr/#iso:std:iso:24113:ed-2:v1:en>

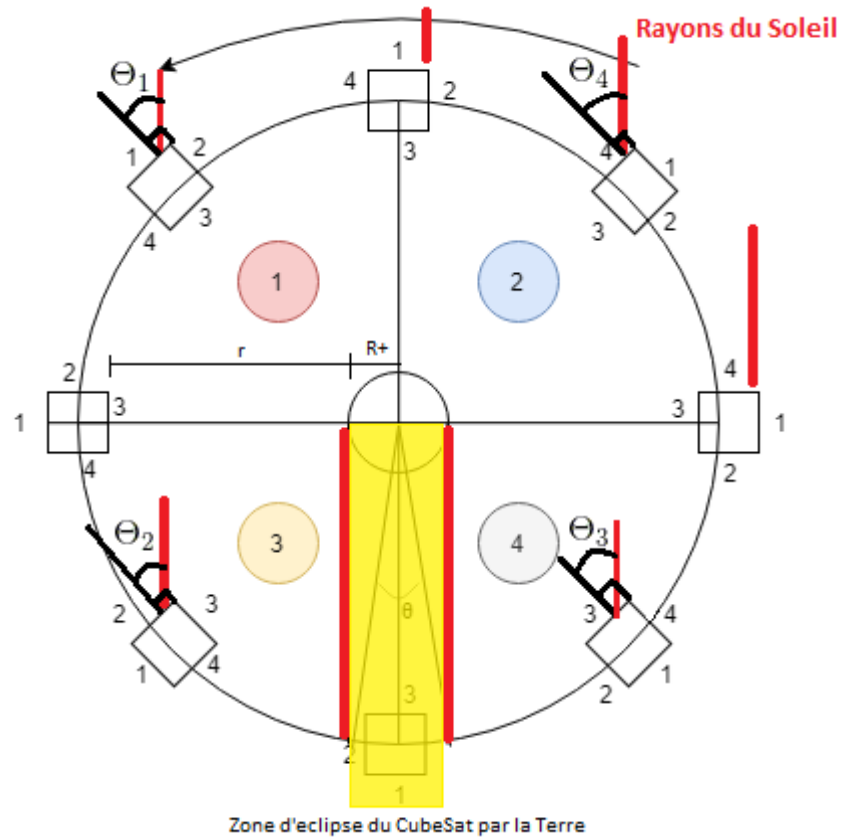
<https://www.legifrance.gouv.fr/affichTexte.do?cidTexte=JORFTEXT000018931380>

1 Reference Guide to the International Space Station, NASA, p.9,

<https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/np-2015-05-022-jsc-iss-guide-2015-update-111015-508c.pdf>

Annexe 1 - Calculs

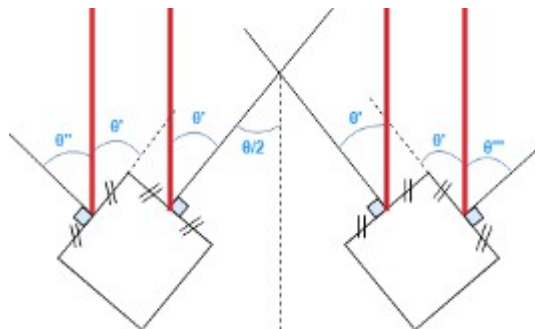
1 - Calcul de la moyenne des angles d'incidence sur toutes les faces



$$\sin \frac{\Theta}{2} = \frac{R_+}{R_+ + r} \Leftrightarrow \Theta = 2 \times \arcsin \frac{R_+}{R_+ + r}$$

Par propriété des angles alterne interne avec 2 droites parallèles,

$$\begin{aligned} \Theta' &= \frac{\Theta}{2} \\ \Theta'' &= \frac{\pi}{2} - \Theta' = \frac{\pi}{2} - \frac{\Theta}{2} = \frac{\pi - \Theta}{2} \\ \Theta''' &= \frac{\pi}{2} - \Theta' = \Theta'' = \frac{\pi - \Theta}{2} \end{aligned}$$



Pour le calcul de la moyenne des angles d'incidences de chaque face, on décompose l'orbite en 4 phases : 1 2 3 4 (ci-dessus sur le schéma)

Face 1 :

Dans les phases 1 et 2, on a $0 < \Theta_1 < \frac{\pi}{2}$ et Θ_1 nul dans les phases 3 et 4.

$$\text{On a donc une moyenne à } \Theta_{Moy1} = \frac{2 \times \frac{\pi}{4} + 2 \times 0}{4}$$

En conclusion, l'angle moyen de la face 1 est de $\Theta_{Moy1} = \frac{\pi}{8}$

Face 2 :

Dans la phase 1, on a $0 < \Theta_2 < \frac{\pi}{2}$ mais en phase 3, la terre cache le soleil donc Θ_2 passe de 0 à θ'' donc

$$\Theta_{Moy2} = \frac{\frac{\pi}{4} + \frac{\pi - \Theta}{4} + 2 \times 0}{4}$$

$$\Theta_{Moy2} = \frac{2\pi - \Theta}{16}$$

Face 3:

Dans la phase, Θ_3 passe de $\pi/2$ à θ' et dans la phase 4, Θ_3 passe de θ' à $\pi/2$

$$\Theta_{Moy3} = \frac{\frac{\pi - \Theta}{2} \times 2 + 2 \times 0}{4}$$

$$\Theta_{Moy3} = \frac{\pi - \Theta}{4}$$

Face 4:

Dans la phase 4, On passe de θ''' à 0 et dans la phase 2, on passe de 0 à $\pi/2$

$$\Theta_{Moy4} = \frac{\frac{\pi - \Theta}{4} + \frac{\pi}{4} + 2 \times 0}{4}$$

$$\Theta_{Moy4} = \frac{2\pi - \Theta}{16}$$

Ainsi :

$$\Theta_{Moy} = \frac{\Theta_{Moy1} + \Theta_{Moy2} + \Theta_{Moy3} + \Theta_{Moy4}}{4} = \frac{\frac{\pi}{8} + 2 \times \frac{2\pi - \Theta}{16} + \frac{\pi - \Theta}{4}}{4}$$

$$= \frac{5\pi - 3\Theta}{32} \Rightarrow \Theta_{Moy} \approx 0.26 \approx \frac{\pi}{12}$$

2 - Calcul du temps pour faire un tour complet de la Terre:

En prenant en compte l'hypothèse 5 que l'orbite est considéré comme circulaire à chaque instant et que donc

$$\vec{F}_{gravit} + \vec{F}_{centrifuge} = \vec{0}$$

On peut calculer du temps passé dans l'ombre du CubeSat :

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R_+ + r}} = \frac{2\pi(R_+ + r)}{T_{entier}}$$

$$T_{entier} = \frac{2\pi(R_+ + r)^{3/2}}{\sqrt{GM}} \approx 5545.025s \approx 92.417minutes$$

92.417minutes correspond donc au temps que met le CubeSat pour faire un tour complet de la Terre à 400km d'altitude.

De même le temps passé dans l'ombre,

$$T_{ombre} = \frac{\Theta(R_+ + r)^{3/2}}{\sqrt{GM}} \approx 2162.7877s \approx 36.046minutes \approx \frac{1}{2.56} \times T_{entier}$$

Annexe 2 – Références

[1] Geoscience Laser Altimeter System (GLAS) [Algorithm Theoretical Basis Document Version 2.2] - Precision Orbit Determination (POD), Prepared by Center for Space Research of The University of Texas at Austin.

url: https://www.csr.utexas.edu/glas/pdf/atbd_pod_10_02.pdf?fbclid=IwAR0aovvVOYM5Zrf4R6nmSIyNMx7O5f6yyOv4Iz0_XXU3rLCGQbwA00clt8

[2] Projected area and drag coefficient of high velocity irregular fragments that rotate or tumble, extract from the book Defence Technology, Volume 13, Issue 4, August 2017, pp.269-280, written by Moxnes, Frøyland, Øye, Brate, Friis, Ødegårdstuen and Risdal

url: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2214914717300533#bib14>

[3] Mechanical Engineer's Data Handbook, by J. Carvill

url: <http://dl4a.org/uploads/pdf/Mechanical%20Engineers%20Data%20Handbook.pdf>

[4] Refractive index graded anti-reflection coating for solar cells based on low cost reclaimed silicon, written by Liu, Guy, Patel, Ashraf and Knight

url: <https://www.orbotech.com/imgs/uploads/a-Downloads/Anti-Reflective%20Coating%20for%20solar%20cells%20-%20Yufei%20et%20al%20-%202013.pdf>

[5] Design and Validation of an articulated solar panel for CubeSats, written by Höhn

url: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?referer=https://www.google.com/&httpsredir=1&article=3260&context=smallsat>

[6] Atmosphere Properties Appendix, written R. Braeuning, a rocketry and space flight enthusiast and creator of the webpage Rocket and Space Technology (for further information: <https://www.scss.tcd.ie/Stephen.Farrell/ipn/background/Braeunig/about.htm>)

url: <http://www.braeunig.us/space/atmos.htm>

[7] Description of the MSISE Model 1990, written by the Community Coordinated Modeling Center (CCMC) (for further information:

https://en.wikipedia.org/wiki/Community_Coordinated_Modeling_Center) url: <https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/atmos/msise.html>

[8] Adjusted Dataset of Solar Flux since 14/02/1947 until 30/04/2018, measured by the National Research Council of Canada (NRCC) (for further information: https://www.ngdc.noaa.gov/stp/space-weather/solar-data/solar-features/solar-radio/noontimeflux/penticton/documentation/dataset-description_penticton.pdf)

url: https://www.ngdc.noaa.gov/stp/space-weather/solar-data/solar-features/solar-radio/noontimeflux/penticton/penticton_adjusted/listings/listing_drao_noontime-flux-adjusted_daily.txt

[9] Feuille de calcul Rate Low, Medium and High Solar Activity.ods, computed by ECE students

[10] Analysis of the Orbital Decay of Spherical Satellites Using Different Solar Flux Proxies and Atmospheric Density Models, written by Pardini and Anselmo (from Space Flight Dynamics Lab), and Tobiska (from Space Environment Technologies)

url: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.666.1563&rep=rep1&type=pdf>

[11] Application of the Terminator Tether™ Electrodynamic Drag Technology to the deorbit of constellation spacecraft, written by R. Forward and R. Hoyt of Tethers Unlimited, Inc. ; Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. with permission.

Url : <http://www.tethers.com/papers/TTPaper.pdf>

[12] Méthode d'Euler – Compréhension et Programmation

url_1 : <https://femto-physique.fr/omp/euler.php>

url_2 : <http://lpsa.swarthmore.edu/NumInt/NumIntFirst.html>

[13] Méthode de Runge-Kutta – Compréhension et Programmation

url_1 : <http://lpsa.swarthmore.edu/NumInt/NumIntSecond.html>

url_2 : <https://femto-physique.fr/omp/runge-kutta.php>

[14] Méthode d'Euler-Richardson – Compréhension et Programmation

url : <https://femto-physique.fr/omp/euler-richardson.php>
