

P1.5 : Développement mathématique :

$$\vec{\mathfrak{S}}_R = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ \sin\theta\sin\phi & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ \sin\theta\cos\phi & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \vec{\mathfrak{S}}_Q$$

$$\underline{R_Z^Q} = \begin{bmatrix} \sin\theta\cos\phi \\ -\sin\phi \\ \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} = \frac{r_{rel}^Q}{r_{rel}}$$

Par la suite on l'implémente dans le module POSREL pour isolé  $\theta$  et  $\phi$ .

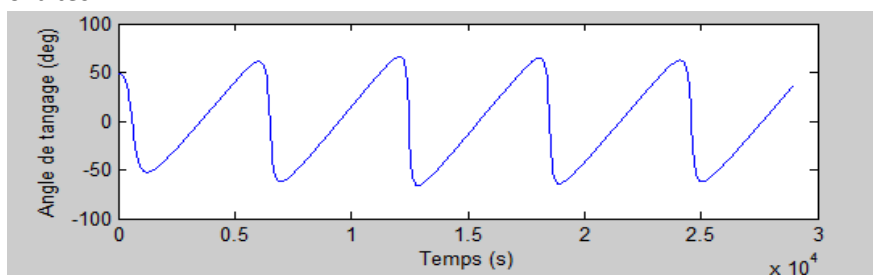
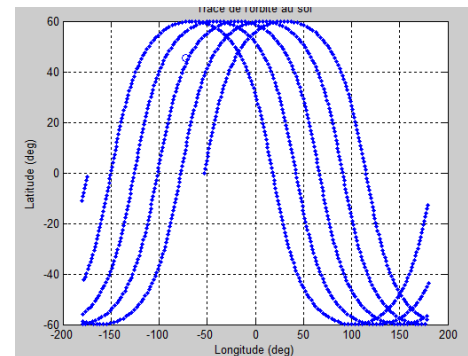
P1.6 :

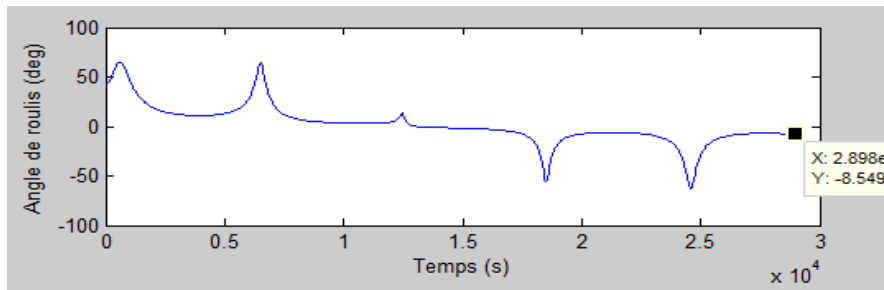
On peut voir selon la simulation dans la figure 3 que l'angle de tangage est entre 66 deg et -66 deg.

Si l'angle  $\theta > 66 \text{ deg}$  ou  $\theta < -66 \text{ deg}$  alors la caméra pointe vers l'horizon et on ne sera pas en mesure de voir la station. Dans notre cas, la caméra ne devrait jamais pointer plus haut/bas que ces valeurs puisque  $\theta \in [-66 \text{ deg}, 66 \text{ deg}]$  nous permettent de voir la station peu importe la position du satellite. On peut le calculer avec une simple transformation de Pythagore sachant la distance du satellite du pôle nord et pôle sud. Quand le satellite atteint  $60^\circ$  latitude l'angle maximal de  $\theta$  est quand la camera pointe vers le pôle sud =  $66^\circ$  et la même chose quand le stellite est à  $-60^\circ$ .

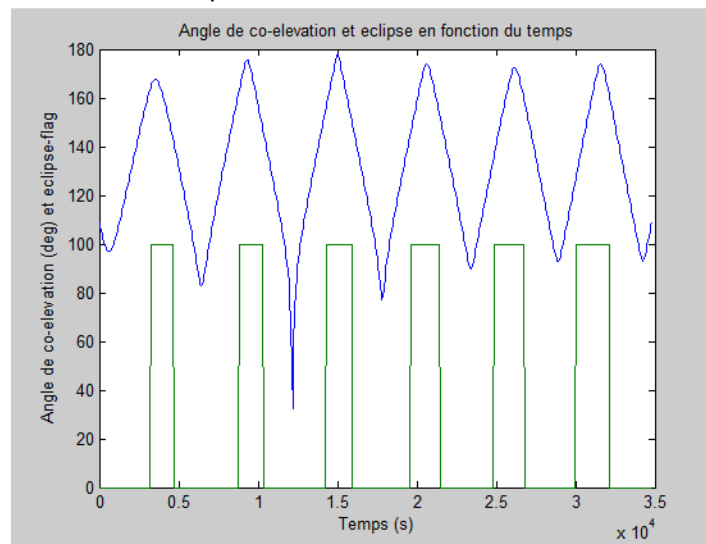
P1.7 : Commentaires sur les simulations

- Le satellite suit une trace de l'est à l'ouest qui avec une trajectoire qui respect une trace réel d'un satellite. Pour prédire les latitudes minimum et maximum il faudrait calculer le max selon le plan équatorial pour voir que la rotation selon  $\phi$  qui ne dépasse jamais ces angles. Le lien entre les paramètres orbitaux du satellite et ces latitudes extrêmes :  $\varepsilon$  inclinaison de l'orbite du soleil limite la latitude maximale du stellite.
- On peut voir sur le graphique la différence entre chaque orbite, la façon pour le calculer selon moi est de calculer la différence entre la période de la rotation de la terre et période orbitale du stellite. Égale à  $8.0363\text{e}+04 \text{ s}$  et si on veut savoir l'erreur à la fin d'un cycle de la terre on fait le modulo qui donne  $4.9465\text{e}+03 \text{ s}$  et si on l'exprime en degrés donne autour de 23 deg (trouver graphiquement aussi selon la figure 4) ce qui correspond à la valeur dans le graphique.
- La trace au sol du satellite par rapport à la position de la station est directement proportionnelle à la distance du satellite de la station. On peut voir que durant le 3eme orbite le satellite passe très proche de la station et du coup, la variation roulis est plus petite par rapport aux autres orbites.





- d. Le taux de variation du tangage n'est pas constant puisque l'angle de tangage change du positif vers le négatif une fois que le satellite change de direction au sommet de sa latitude. Dans le cas idéal, le graphique sera représenté par des triangle mais les limitations des compensateurs font en sorte que la variation du positif au négatif se fait avec une pente plus prononcé.
- e. La communication est possible seulement quand l'angle de coélévation est inférieur à -90 deg. On peut voir sur la trace du sol que l'angle de coélévation affecte le positionnement de la caméra seulement quand il est inférieur à 90 deg. Si on trace une ligne sur 90 deg sur l'angle de co-élévation, ça nous permet de voir à quel moment la communication est permise.



- f. Le satellite est au soleil quand il peut communiquer avec la station. On peut le voir que dans la figure de l'angle de co-elevation que l'éclipse est présent seulement quand la communication ne se fait pas.
- g. Les principaux changements sont dans la trace au sol puisque le satellite s'approche considérablement de la terre. La communication est plus courte puisque les perturbations limitent les angles de coélévation de -90 deg. À la fin des 6 cycles on obtient une position X = -5679 et en Y = 2918. La distance finale sera de 6.6 Km.