

Des orbites pour observer la Terre

● L'ANALYSE MISSION ET LES OUTILS D'ANALYSE MISSION PRELIMINAIRES

- L'ANALYSE de MISSION POUR LES AVANTS PROJETS
- LA BIBLIOTHEQUE CELESTLAB
- L'EXTRAPOLATEUR D'ORBITE STELA

● BUREAU D'ETUDE

- LE CHOIX DE L'ORBITE
- QUELQUES PROPRIETES DE L'ORBITE
- BUDGET D'ERGOL
- GENERATION DES FICHIERS D'EPHEMERIDES

Les activités de mécanique spatiale :

- Les Analyses de Mission

 - **Études en phases 0/A(/B) / Analyses de mission préliminaires**

 - Analyse de mission Système / Opérationnelle

- Le support à la Définition du Segment Sol et Définition de la composante sol de Mécanique Spatiale
- Le support à la définition des Opérations
- Le support à la validation système

Analyse de mission : Études de mécanique spatiale en support aux choix et compromis pour la définition du Système et de la Mission

- Support à l'ingénierie mission
- Support à l'ingénierie satellite (Ingénierie concourante – CIC)
- Support à l'ingénierie CU/Instrument

- ◌ Le choix de l'orbite par le responsable système: compromis besoins mission / capacité de lancement / durée de vie / réutilisation plateforme / coût et fréquence en maintien à poste / occurrence liaison bord-sol / gestion fin de vie / contraintes satellites
- ◌ Etudes et simulations pour:
 - ◌ Proposer des choix d'orbite(s) prenant en compte les besoins de la mission , les contraintes éventuelles, les capacités de lancement ⇒ maîtrise des propriétés des orbites que l'on va chercher à utiliser ou avec lesquelles il va falloir composer...

Itérations



Besoin mission

◌ Géométrie des observations

- Angle d'aspect solaire
- Traces au sol répétitives
- Orbite inertielle ou dérive imposée

◌ Couverture

◌ Altitude

◌ Délai de revisite

◌ Transfert des données (volume, fréquence, âge de l'info,..)

◌ Acquisition d'une orbite spécifique (rendez-vous, interplanétaire,...)

◌ Maintien à poste

Propriété des orbites / solution orbitale

Héliosynchronisme (a,e,i)

Orbites phasées (a) (e,i)

Inclinaison

Excentricité

Constellation (nombre de sat, nombre de plans)

Réseau de stations

Stratégie de manœuvres

- Mise à poste
- Maintien à poste

◁ Boîte à outils (scripts, utilitaires) SCILAB

- Développement basée sur CelestLab
- Objectifs :
 - ◁ Disposer d'un socle validé (études récurrentes)
 - ◁ Autoriser une flexibilité optimale pour les nouvelles études (→ innovation)

◁ Propagateur d'orbite semi analytique STELA

- Libre et gratuit
- Développé dans le cadre de la Loi Française sur les Opérations Spatiales

◁ Eventuellement d'autres outils spécialisés

- Optimisation ou autre



- Bibliothèque de fonctions de mécanique spatiale
- Ecrite en langage SCILAB
- Libre et open source (licence CECILL) :

<http://www.scilab.org/>

<http://atoms.scilab.org/toolboxes/celestlab>

- Installation en quelques clics avec « atoms »

↳ Ou bien `atomsInstall('celestlab')`

- Label « Partner Extenal Module »
- Lien pour la communauté CelestLab

celestlab@lists.scilab.org

<http://mailinglists.scilab.org>

DEMO CELESTLAB (5 min)

↳ Stela disponible gratuitement sur :

↳ <http://logiciels.cnes.fr/STELA>

↳ Support :

↳ stela@cnes.fr

- Extrapolation semi analytique
 - ↳ → quelques minutes pour une extrapolation de 100 ans
- Sélection des perturbations
- Mode itératif pour rechercher les orbites rentrante en 25 ans
- Définit les conditions de vérification des exigences de la Loi sur le Opérations Spatiales
 - ↳ Activité solaire / atmosphère
 - ↳ Surface frottante
- A utiliser pour dossier LOS
 - ↳ Peut également être utilisé en AM
- Fonctionnement
 - ↳ Mode ihm
 - ↳ Batch (Script Unix , Python)
 - ↳ Bibliothèque (JAVA)

↳ Contraintes mission → Conditions d'accès aux sites observés

- Une fréquence de revisite de 1 ou 2 jours
 - ↳ avec des conditions géométriques d'observation constantes
- Des conditions d'illumination d'un même point au sol constantes

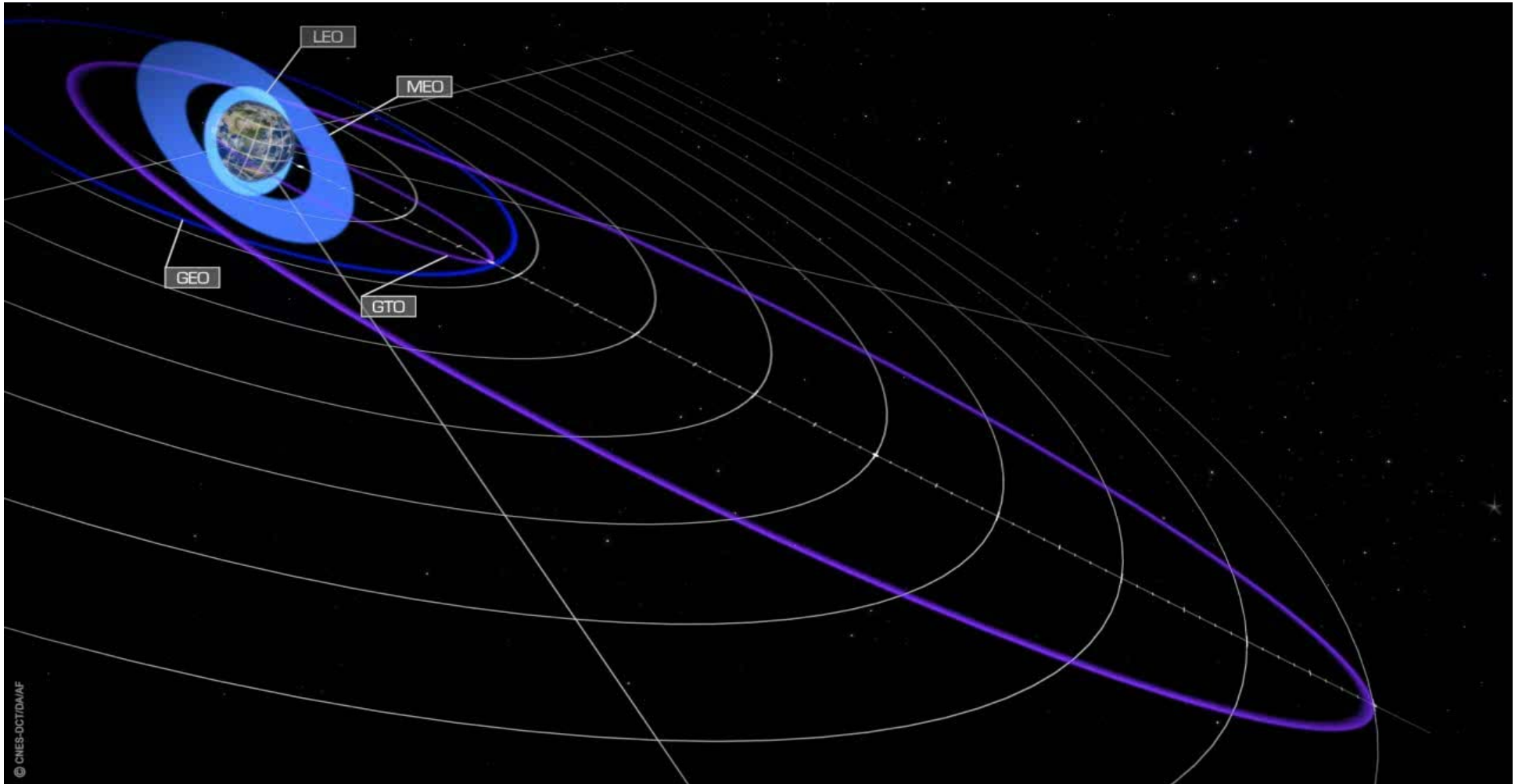
↳ Contraintes satellite

- Altitude e [500km 800km]

↳ Choix de l'orbite mission

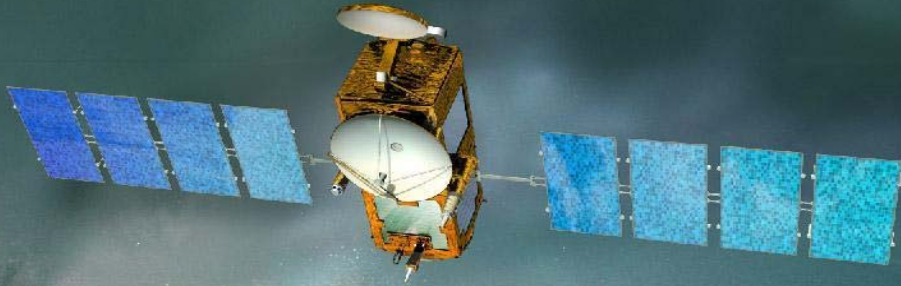
- Orbites phasées 1 ou 2 jours
- Orbite héliosynchrone 13h00

Introduction



JASON 2

Oceanography, meteorology, climatology

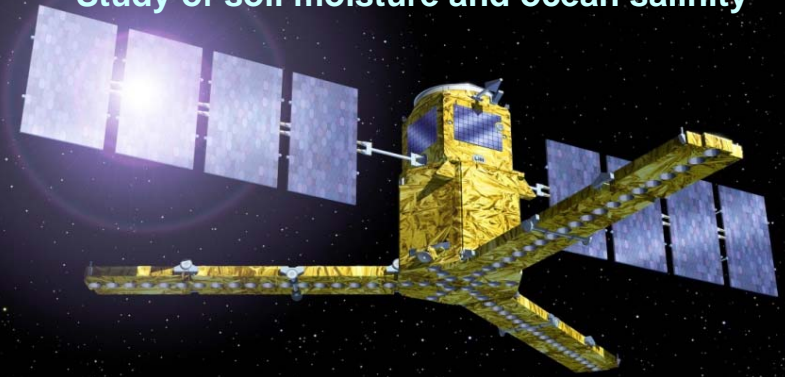


Measure the height of the sea, waves, wind speed

phased orbit
1300 km altitude

SMOS

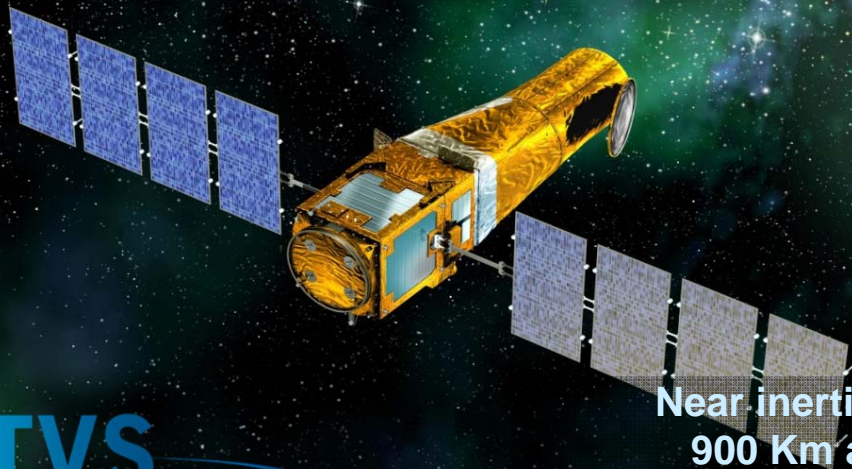
Study of soil moisture and ocean salinity



sun-synchronous orbit
755 km altitude

COROT - Stellar photometry

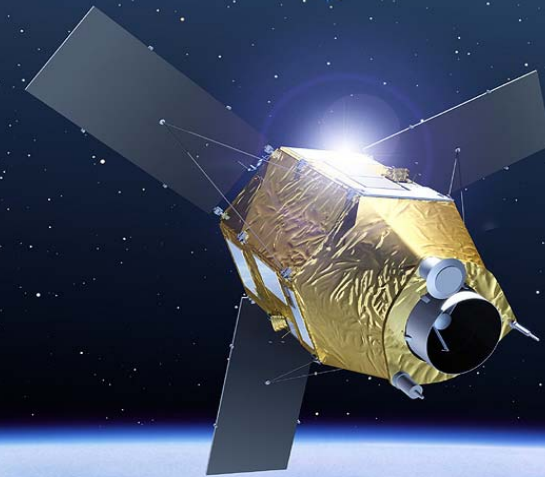
Asteroseismology and search for exoplanets



Near inertial orbit
900 Km altitude

PLEIADES - Earth Observation

cnes

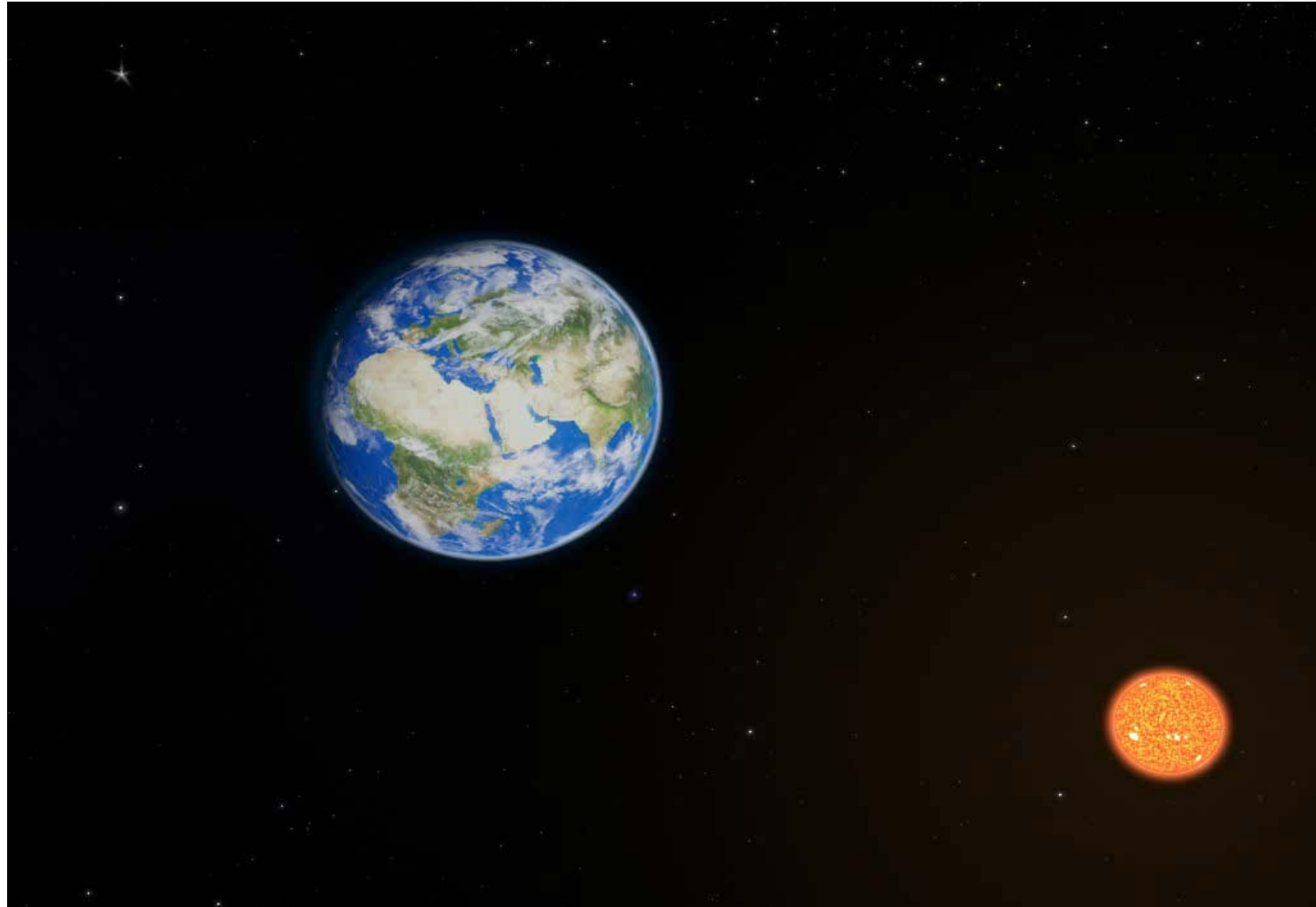


Phased and sun synchronous orbit
695 km altitude

Different types of orbit

Sun-synchronous orbit: local time definition

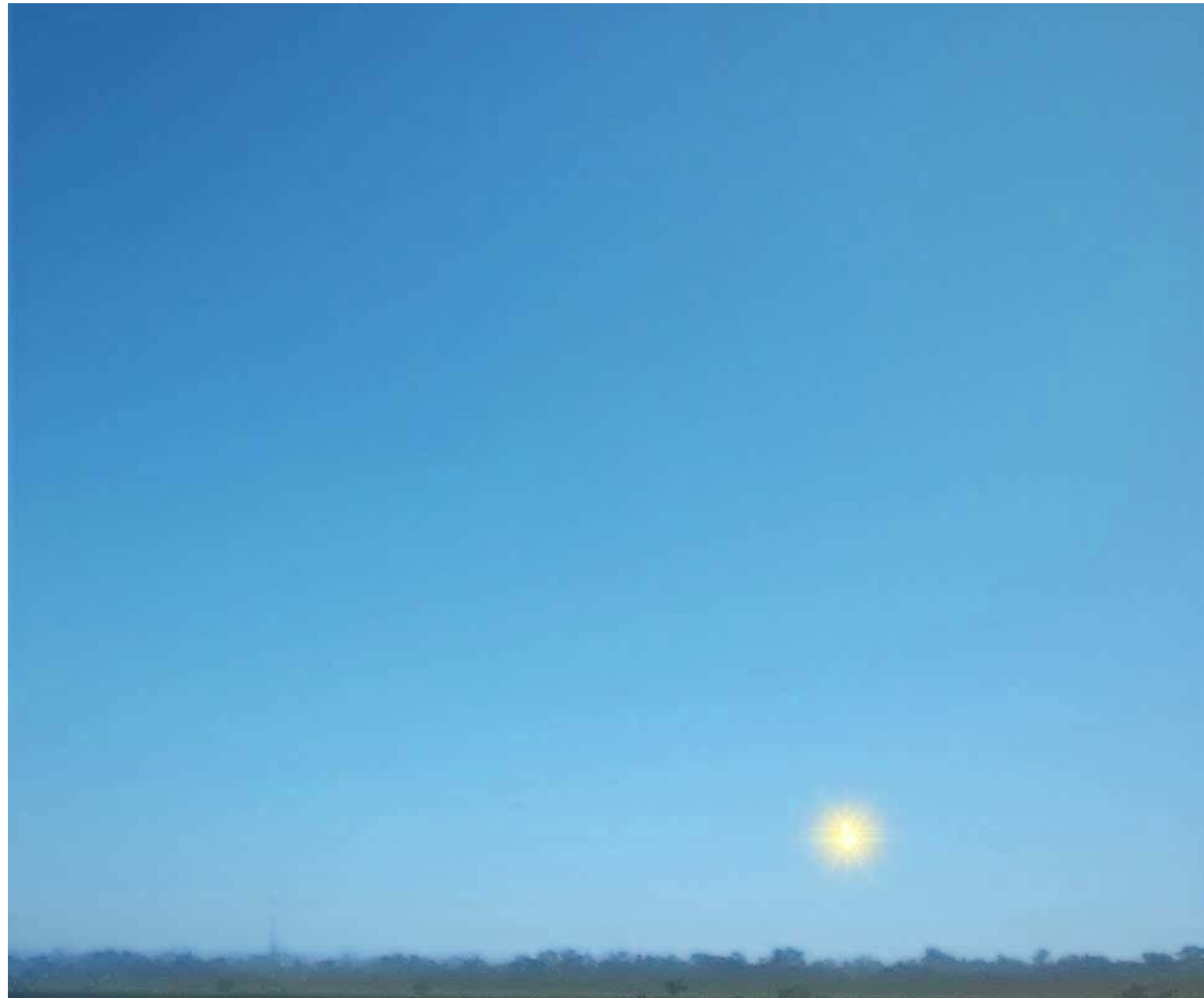
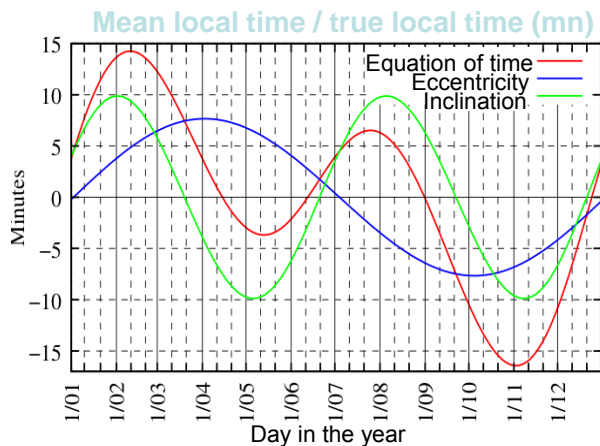
- Local Time H for a point M on the earth surface situated at the vertical of a satellite is the angle between the meridian plane that contains the satellite and the meridian plane that contains the Earth-Sun direction
- Angle equivalent to a time with:
 - ⌋ $360^\circ = 24\text{h}$
 - ⌋ $H_{\text{loc}} = 12\text{h} \Leftrightarrow 0^\circ$



Different types of orbit

Sun-synchronous orbit: local time definition

- It is said local because it depends on :
 - position of point M on Earth surface
 - calendar position in the year: compared to a mean local time, the local time fluctuates as a function of time. This evolution is shown in the equation of time.



Different types of orbit

Sun-synchronous orbit: nodal natural drift



- ☞ Earth's Oblateness: The earth is not a perfect sphere. It is somewhat asymmetrical at the poles and bulges at the equator. This squashed shape is referred to as oblateness, or the J2 effect.
- ☞ The orbital plane evolves because of the irregularities of the Earth potential.
- ☞ Consequences under only the J2 effect, secular variations of:
 - ω : the argument of perigee
 - Ω : the right ascension of the ascending node

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} \cdot a_e^2 \cdot J_2}{a^{7/2}} \cos i$$

Different types of orbit

Sun-synchronous orbit: definition

☞ Sun-synchronism is the condition imposed on the orbit so that the mean local time of a particular point remains constant:
condition required for Earth observation

↪ Each mission can be defined through its local time, which is the mean local time of the ascending or descending node

Mission	Altitude	Inclination	Local time
Landsat	690 km	98.2°	9h37 (ND)
SPOT	830 km	98.8°	10h30 (ND)
Calipso	705 km	98.2°	13h30 (NA)

☞ Advantages:

- solar local time is constant \Rightarrow the illumination depends only on the seasons
- orbits suitable for Earth observation

↪ to set a sun-synchronous orbit, Ω drift must correspond to the daily movement of the Earth around the Sun (\approx 1degree per day)

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} \frac{\sqrt{\mu} \cdot a_e^2 \cdot J_2}{a^{7/2}} \cos i$$

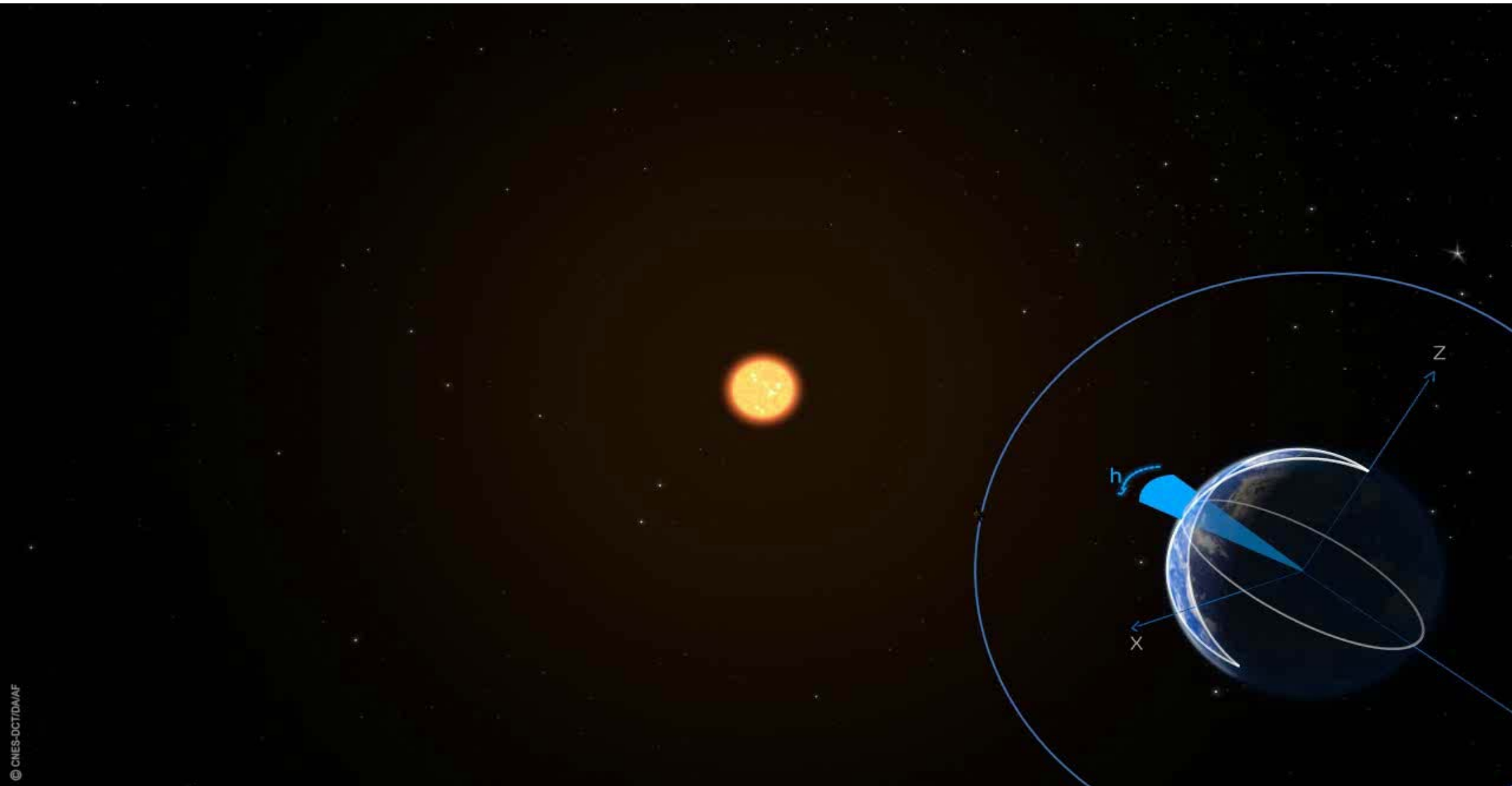
$$\dot{\Omega} \approx 0.9853 \text{ deg/day}$$



a or i of the orbit

Different types of orbit

Sun-synchronous orbit



Different types of orbit

Phased orbit: repeatability - definition of the grid

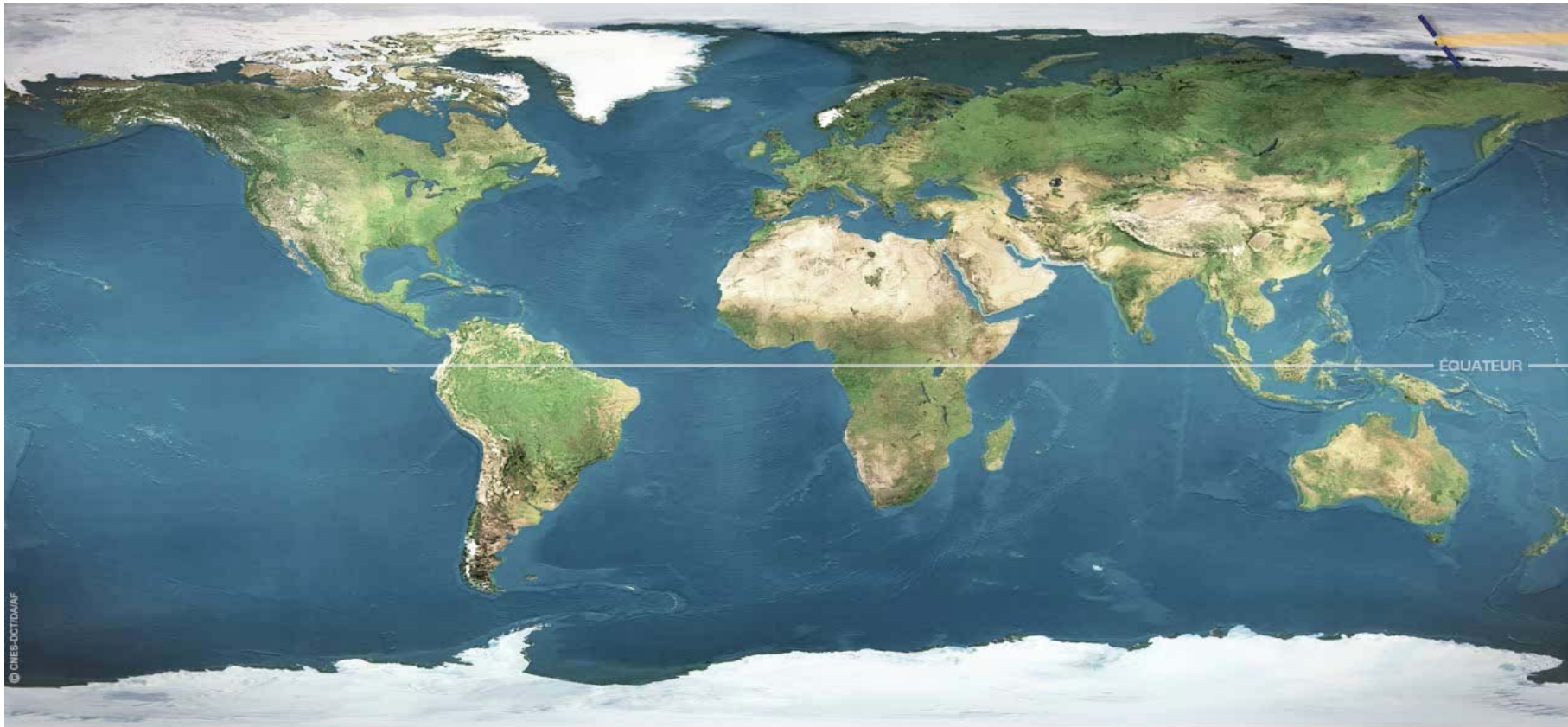
Characteristics:

- T_R the repeat period (called cycle duration), T_0 the satellite period, then
- after T_R , the line of nodes gets back to the same longitude, then

$$\frac{T_R}{T_0} = n$$

$$T_R (\omega_T - \dot{\Omega}) \equiv 0 [2\pi]$$

Example of a satellite with repeat ground track (Pléiades cycle ~ 26 days & n=379 orbits):



IO =
 $360^\circ * 26/379$
 24.7°
 2750km

IC =
 $360^\circ / 379$
 0.95°
 105.7km

Different types of orbits

Frozen orbit: requirement on the altitude

- Reference altitude:
 - high altitude and low altitude
 - Orbital decay for satellites in LEO = drag of Earth's atmosphere → limit lower altitude
 - Minimisation of the altitude fluctuations:
 - ↳ Spatial control → mean reference altitude
 - ↳ Temporal control → frozen orbit

$$\frac{de}{dt} = 0$$

$$\frac{d\omega}{dt} = 0$$



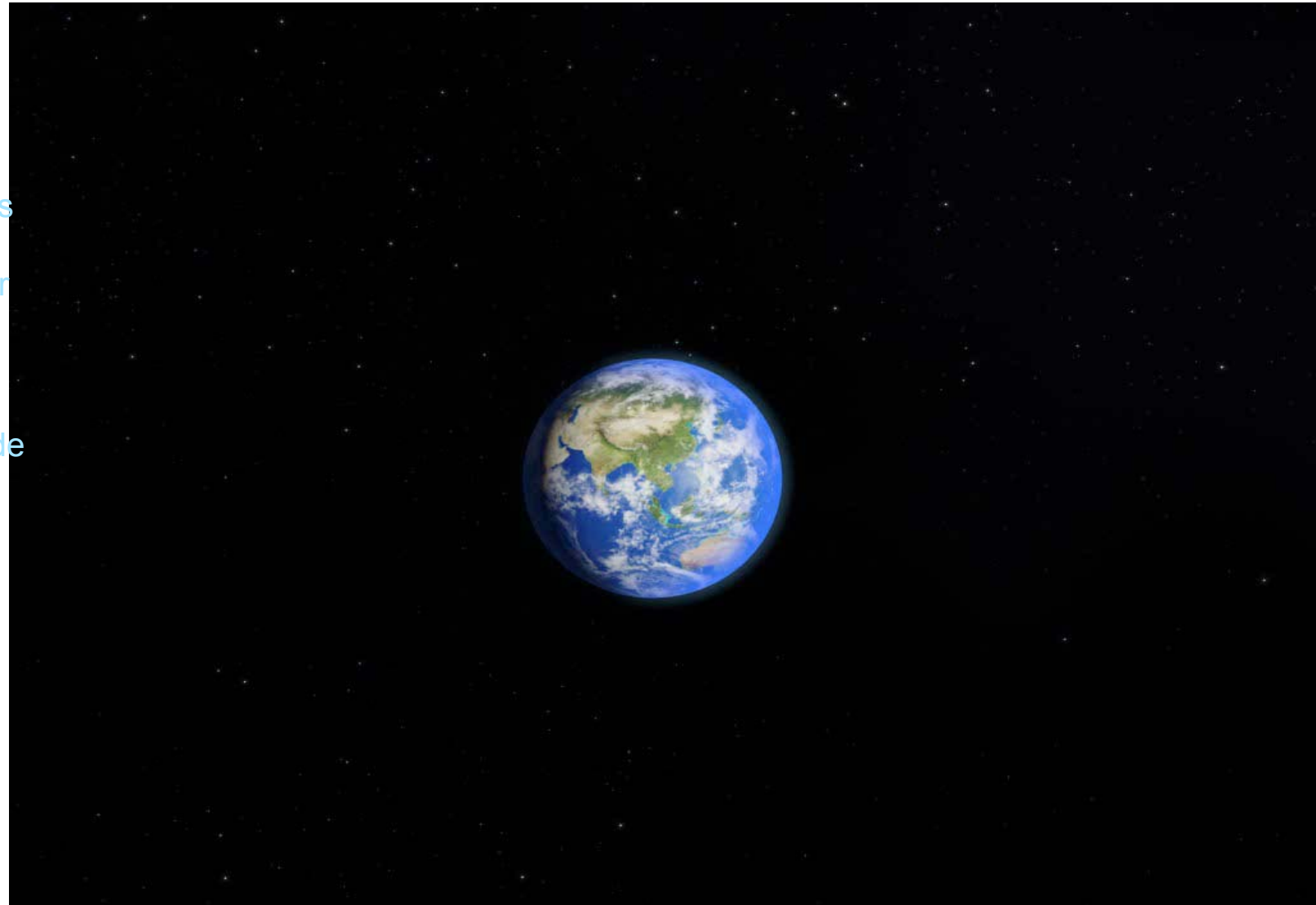
$$e_G \approx -\frac{1}{2} \frac{J_3}{J_2} \left(\frac{a_e}{a} \right) \sin i$$

$$\omega_G = 90^\circ$$



Approximation of e_G with expansion up to J_3

e with a and i of the orbit



☞ Demo CelestLab → Orbit properties / Repeating ground track2

- Sélectionner Option Show info

☞ Même calcul dans un script SCILAB / CELESTLAB

// Recherche des orbites héliosynchrones phasées 1 ou 2 jours entre 500 et 800km

alt_min = 500.e3; //Zone de recherche

alt_max = 800.e3;

Qmin = 1; //jour

Qmax = 2; //jours

ecc = 0.001; //Excentricité gelée

sso = 1; //Sun Synchronous Orbit

phasage = **CL_op_searchRepeatOrbits**(%CL_eqRad+alt_min,%CL_eqRad+alt_max,Qmin,Qmax,ecc,sso);

☞ Help CL_op_searchRepeatOrbits

// Données d'entrée pour une mission heliosynchrone phasee :

t0 = CL_dat_cal2cjd(2016,7,9);

// Calcul de l'ascension droite pour que le plan de l'orbite ait la bonne heure locale

hloc = 13; // heure locale désirée

gom = CL_op_locTime(t0, 'mlh', hloc, 'ra'); // hloc en heure

//Calcul de l'excentricité gelée (optionnel)

dga = phasage(:,1); //Vectorisation → choisir 1 ou 2

inc = phasage(:,3); //Vectorisation → choisir 1 ou 2

[ecc, pom] = CL_op_frozenOrbit(dga, inc);

//anomalie moyenne

anm = [-%pi/2, -%pi/2];

```

//=====
// Calcul des caractéristiques de l'orbite keplerienne
//=====

//Calcul de la période képlerienne
per = CL_kp_params('per',dga);

//Transformation anomalie moyenne vers anomalie vraie
v = CL_kp_M2v(ecc,anm);

//Caractéristiques de l'orbite képlerienne
res = CL_kp_characteristics(dga, ecc,v);

//=====
// Calcul des caractéristiques de l'orbite kepler + J2
//=====

//Intertrace orbitale (J2) et periode nodale (J2)
[lgap, nodper] = CL_op_paramsJ2(['lgap', 'nodper'],dga, ecc, inc);

```

```

//=====
//   Extrapolation des orbites
//=====

step = 30 / 86400; // pas de propagation
t = t0:step:t0+2;
kep_t = CL_ex_secularJ2(t0, [dga, ecc, inc, pom, gom, anm]', t); // propagation d orbite

pos_eci = CL_oe_kep2car(kep_t); // position cartesienne en repere inertiel
pos_ecf = CL_fr_convert("ECI", "ECF", t, pos_eci); // position en repere terrestre

//=====
//   Tracé des orbites
//=====

scf();
CL_plot_ephem(pos_ecf, color_id = 3);
CL_plot_earthMap();
a = gca();
a.title.text = "Orbite phasée 2 jours";

```

```
//=====
//      Couverture et ouverture senseur
//=====
dlon = CL_op_paramsJ2('lgap',dga,ecc,inc); //Ecart entre 2 traces consécutives
dlon(1) = dlon(1)/2; //Orbite phasée 2 jours
//Angle au centre pour couvrir dlon/2
cen = CL_op_equatorialSwath("dlon2cen", dga, inc, dlon/2);
sat = CL_gm_visiParams(dga, ones(dga).*%CL_eqRad,'cen', cen,'sat');//Angle sat
CL_rad2deg(sat)
//Vérifier avec la démo
```


↳ Générations des fichiers CIC

// Se placer dans le repertoire demo_CIC.sce → chdir ou cd

// CL_init()

// exec('demo_CIC.sce');

Merci de votre attention