



**RÉPUBLIQUE
FRANÇAISE**

*Liberté
Égalité
Fraternité*



DTN/DV/OR

**GUIDE D'UTILISATION DE
L'OUTIL STELA POUR DES
APPLICATIONS SATELLITES**

Non sensible

Réf : STELA-NT-ETUDES-363-CNES

Date : 03/04/2024

Edition : 1, Révision : 0

Page : 1/32

CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES



STELA

**DIRECTION TECHNIQUE ET NUMERIQUE
SOUS-DIRECTION DYNAMIQUE DU VOL
SERVICE ORBITOGRAPHIE**

STELA-NT-ETUDES-363-CNES

Edition : 01 Date : 03/04/2024

Révision : 00 Date : 03/04/2024

Code diffusion : E

Réf. : intentionnellement vide

**NOTE TECHNIQUE
GUIDE D'UTILISATION DE L'OUTIL STELA POUR LES
APPLICATIONS SATELLITES**

<p>Rédigé par :</p> <p>GACHET Fabien DTN/DV/OR</p> <p>MONTAGNON Etienne DTN/DV/MS2</p>	
<p>Validé par :</p> <p>RUCH Vincent DTN/DV/OR</p> <p>TCHINTCHARADZE Nicolas DTN/DV/MS2</p> <p>LAUR Grégoire DOA/SME/LOS</p>	
<p>Pour application :</p> <p>EL JED Olfa DOA/SME/LOS</p>	

BORDEREAU D'INDEXATION

Confidentialité :

MOTS CLES : STELA, PROPAGATION ORBITE, RENTREE, LOS

TITRE DU DOCUMENT :

GUIDE D'UTILISATION DE L'OUTIL STELA POUR LES APPLICATIONS SATELLITES

Auteur(s) :

LAUR Grégoire DOA/SME/LOS

GACHET Fabien DTN/DV/OR

MONTAGNON Etienne DTN/DV/MS2

RESUME : Ce guide d'utilisation de STELA a pour objectif de fournir aux opérateurs soumis à la Loi relative aux Opérations Spatiales un ensemble de recommandations pour la mise en œuvre d'un calcul de propagation d'orbite long-terme afin de vérifier la conformité aux exigences de la Réglementation Technique.

DOCUMENTS RATTACHES : Ce document vit seul.

Localisation :

Volume : 1

NBRE TOTAL DE PAGES : 32
DONT PAGES LIMINAIRES : 6
NBRE DE PAGES SUPPL. : 0DOCUMENT COMPOSITE :
N

Langue : FR

GESTION DE CONF. : Non

RESP. GEST. CONF. :

CAUSE D'EVOLUTION : Création du document

CONTRAT : Néant

Système Hôte :

DIFFUSION INTERNE

Nom	Sigle	Bpi	Observations
GACHET Fabien	DTN/DV/OR		
RUCH Vincent	DTN/DV/OR		
EL JED Olfa	DOA/SME/LOS	2912	
LAUR Grégoire	DOA/SME /LOS	2912	
LACOMBA Florent	DOA/SME/LOS	2912	
LE LOUS Fabien	DOA/SME/LOS	2912	
THAUVIN Emmanuelle	DOA/SME/LOS	2912	
SOULIER Guilhem	DOA/SME/LOS	2912	
TCHINTCHARADZE Nicolas	DTN/DV/MS2		
DESCLAUX Francois	DTN/DV/MS2		
MONTAGNON Etienne	DTN/DV/MS2		

DIFFUSION EXTERNE

Nom	Sigle	Observations
-----	-------	--------------

MODIFICATION

Ed.	Rév.	Date	Référence, Auteur(s), Causes d'évolution
01	00	03/04/2024	Création du document à partir du <i>Guide des Bonnes Pratiques Maitrise d'un Objet Spatial – Ed4.0 05/02/2014 – LOS-GR-CNF-8-CNES</i> LAUR Grégoire DOA/SME/LOS GACHET Fabien DTN/DV/OR MONTAGNON Etienne DTN/DV/MS2

SOMMAIRE

1.	GLOSSAIRE ET LISTE DES PARAMETRES AC & AD	1
2.	GENERALITES	2
2.1.	DOCUMENTS DE REFERENCE	2
2.2.	DOCUMENTS APPLICABLES	2
3.	OBJECTIF DU DOCUMENT	3
4.	PRINCIPES DE BASE D'UTILISATION DU LOGICIEL STELA	4
5.	MODELISATION DE LA PROPAGATION LONG TERME DES ORBITES	5
5.1.	PREAMBULE	5
5.2.	DEFINITIONS	5
5.2.1.1.	Description des paramètres d'orbite.....	5
5.2.1.2.	Echelles de temps.....	5
5.2.1.3.	Repères.....	6
5.2.1.4.	Types de bulletin	6
5.2.1.5.	Nature du bulletin	7
5.2.1.6.	Constantes et paramètres physiques	7
5.3.	ORBITES BASSES	8
5.3.1.	Modèle dynamique pour l'extrapolation de l'orbite à long terme	9
5.3.2.	Paramètres de calcul pour l'extrapolation de l'orbite à long terme .	10
5.3.2.1.	Force de frottement atmosphérique	10
5.3.2.2.	Modèle d'atmosphère.....	10
5.3.2.3.	Surface frottante.....	13
5.3.2.4.	Coefficient de traînée atmosphérique Cx	13
5.3.2.5.	Force de pression de radiation solaire	14
5.3.2.6.	Surface réfléchissante.....	15
5.3.2.7.	Coefficient de réflectivité	15
5.4.	ORBITES GEOSTATIONNAIRES OU QUASI-GEOSTATIONNAIRES	16
5.4.1.	Modèle dynamique pour l'extrapolation de l'orbite à long terme	17
5.4.2.	Paramètres de calcul pour l'extrapolation de l'orbite à long terme .	17
5.4.2.1.	Surface réfléchissante.....	17
5.4.2.2.	Coefficient de réflectivité	18
5.5.	ORBITES DE TRANSFERT GEOSTATIONNAIRES (GTO)	19
5.5.1.	Modèle dynamique pour l'extrapolation de l'orbite à long terme	21
5.5.2.	Critères et Méthode statistique	22
5.5.3.	Paramètres de calcul pour l'extrapolation de l'orbite à long terme .	24
5.5.3.1.	Force de frottement atmosphérique	24
5.5.3.2.	Force de pression de radiation solaire (PRS).....	26
5.6.	ORBITES MEO	27

1. GLOSSAIRE ET LISTE DES PARAMETRES AC & AD

GBP	Guide des Bonnes Pratiques
GEO	Geostationary Orbit
GTO	Geostationary Transfer Orbit
LEO	Low Earth Orbit (Orbite basse)
LOS	Loi sur les Opérations Spatiales
MEO	Medium Earth Orbit
RA	Rentrée Aléatoire
RT	Réglementation Technique (LOS)
STELA	Semi analytic Tool for End of Life Analysis

Liste des paramètres AC :

Liste des paramètres AD :

2. GENERALITES

2.1. DOCUMENTS DE REFERENCE

- DR1 USER'S GUIDE – STELA
(PDF fourni avec le logiciel)
- DR2 Lamy et al, « Resonance Effects on lifetime of Low Earth Orbit Satellites », 23rd ISSFD, 2012
- DR3 Fraysse, H. et al “Long term orbit propagation techniques developed in the frame of the French Space Act”. 22nd ISSFD, 2011
- DR4 Lamy, A. and al. “Analysis of Geostationary Transfer Orbit Long-Term Evolution and Lifetime”. 22nd ISSFD, 2011
- DR5 Morand, V. and al. “Dynamical properties of Geostationary Transfer Orbits over long time scales: consequences for mission analysis and lifetime estimation” AIAA, 2012
- DR6 Le Fèvre, C. and al. “Compliance of disposal orbits with the French Space Act : the Good Practices and the STELA tool”, 63rd IAC, 2012

2.2. DOCUMENTS APPLICABLES

3. OBJECTIF DU DOCUMENT

L'objectif de cette note est de fournir un ensemble de recommandations permettant la mise en œuvre d'un calcul de propagation long-terme de l'orbite d'un objet spatial dans le cadre d'une demande de conformité technique au titre de la Loi relative aux Opérations Spatiales.

Afin que ce document soit suffisamment autonome, il contiendra quelques renseignements sur l'utilisation de STELA mais ne se substitue pas au Manuel utilisateur fourni avec le logiciel (cf. DR1).

Les recommandations ou remarques seront encadrées dans le corps du texte.

4. PRINCIPES DE BASE D'UTILISATION DU LOGICIEL STELA

Le logiciel STELA (Semi analytic Tool for End of Life Analysis) est l'outil utilisé par le CNES pour la vérification de l'évolution à long terme des orbites dans le cadre de la LOS. On se rapportera à son manuel utilisateur (DR1) pour une description plus précise de sa modélisation, de ses fonctionnalités et de son domaine d'utilisation.

L'utilisation de la dernière version de STELA et de son paramétrage recommandé dans le présent document (modèle d'atmosphère, Cx, activité solaire « constante équivalente », etc.) pour extrapoler l'orbite **assure la conformité à la RT**.

La dernière version de l'outil recommandée pour l'utilisation LOS est disponible sur le site suivant : <https://www.connectbycnes.fr/los>



Figure 4-1 : Logo STELA

STELA est un propagateur d'orbite basé sur une intégration semi-analytique des équations du mouvement du centre de gravité de l'objet spatial. Les équations de la dynamique ont été moyennées de manière à ne retenir que les effets à moyennes et longues périodes des perturbations sur les paramètres orbitaux. On peut alors intégrer ces équations avec un pas important (supérieur à la période orbitale) afin de gagner en temps de calcul. Les courtes périodes principales sont ensuite rajoutées analytiquement pour calculer les paramètres osculateurs aux dates voulues.

Le modèle dynamique utilisé est adapté à chaque type d'orbite. Il peut donc être différent pour les orbites LEO, GEO et GTO.

STELA effectue une intégration en paramètres moyens, en cohérence avec la modélisation dynamique utilisée.

STELA produit notamment un fichier de synthèse de l'extrapolation d'orbite réalisée (fichier au format « _sim.txt » contenant la description des entrées, sorties et paramètres du calcul, et indiquant la conformité aux critères de la LOS).

Le contenu de ce fichier « _sim.txt » doit être fourni dans le dossier LOS ainsi que le fichier correspondant au format « _sim.xml ».

STELA propose également des utilitaires itératifs aidant à la détermination de l'orbite de fin de vie et un outil de calcul de la surface moyenne. Si ce dernier est utilisé pour déterminer la surface moyenne, le fichier descripteur correspondant (fichier au format « _shap.xml ») doit être fourni.

5. MODELISATION DE LA PROPAGATION LONG TERME DES ORBITES

5.1. PREAMBULE

Le but de cette section est de fournir les éléments nécessaires de mécanique spatiale afin que l'opérateur puisse traiter son dossier LOS sans ambiguïté sur les définitions, conventions et standards recommandés.

Ces rudiments sont notamment utilisés dans l'analyse de mission qui fait partie du dossier LOS transmis par l'opérateur et qui comprend :

L'identification de l'orbite d'injection lanceur et la stratégie retenue pour rejoindre l'orbite opérationnelle

- L'identification de l'orbite de fin de vie souhaitée et la stratégie de manœuvres mise en œuvre pour rejoindre cette orbite,
- Le budget de ΔV (incréments de vitesse orbitale) et d'ergol sur l'ensemble de la vie opérationnelle du satellite, y compris les provisions pour les manœuvres anti-collision et le retrait de service.

Et par ailleurs, ces notions sont nécessaires pour l'utilisation des différents outils recommandés par le CNES afin que l'opérateur puisse répondre aux différentes exigences de la LOS : STELA pour le calcul de propagation orbitale, DEBRISK et ELECTRA pour l'estimation de risques létaux à cause des fragments rentrants des objets spatiaux.

Enfin une large place est laissée à la propagation de l'orbite de fin de vie pour la vérification du respect des critères relatifs à la durée de rentrée atmosphérique ou au passage dans l'une des zones protégées (LEO ou GEO). Ces vérifications pourront être réalisées en utilisant l'outil STELA qui implémente les pratiques de ce document. Cela permettra de simplifier la description des hypothèses et méthodes utilisées.

5.2. DEFINITIONS

5.2.1.1. Description des paramètres d'orbite

Une orbite sera définie par ses paramètres d'orbite à une date donnée. Ces paramètres seront décrits en précisant le repère d'expression, l'échelle de temps associée à la date, leur type et leur nature.

5.2.1.2. Echelles de temps

On rappelle la définition des principales échelles de temps utilisables :

TAI : Temps Atomique International

TUC : Temps Universel Coordonné

TU1 : Temps Universel

TT : Temps Terrestre

Avec :

- TT = TAI + 37.184 sec (2021)
- TUC = TAI - (nombre entier de secondes)

Le nombre entier de secondes est fourni par l'IERS (37 secondes au 01/01/2021 par exemple). L'écart variable TUC-TU1 est fourni par l'IERS. Il est tel que $|TUC - TU1| < 0.9$ secondes. Cet écart est négligeable dans le cadre de ces analyses.

5.2.1.3. Repères

Les bulletins d'orbite seront exprimés dans l'un des repères suivants :

- ICRF (International Celestial Reference Frame),
- GCRF (Geocentric Celestial Reference Frame),
- EME2000 (Earth Mean Equator at J2000 reference Epoch),
- CIRF (Celestial Intermediate Reference Frame),
- TIRF (Terrestrial Intermediate Reference Frame)

On trouvera la définition de ces repères dans le document « IERS Technical note N°36 : IERS CONVENTIONS (2010) », en particulier dans le chapitre 5.

5.2.1.4. Types de bulletin

Les bulletins d'orbite seront exprimés sous l'une des formes suivantes :

- Date, x, y, z, vx, vy, vz
- Date, a, e, i, Ω , ω , M,
- Date, a, e, i, HL, ω , M,
- Date, ha, hp, i, Ω , ω , M
- Date, a, e.cos(ω), e.sin(ω), i, Ω , $\omega+M$,
- Date, a, e.cos($\omega+\Omega$), e.sin($\omega+\Omega$), sin(i/2).cos(Ω), sin(i/2).sin(Ω), $\Omega+\omega+M$,

Avec :

- a : demi-grand axe
- e : excentricité
- i : inclinaison
- Ω : ascension droite du nœud ascendant
- ω : argument du périhélie
- M : anomalie moyenne
- ha : altitude géocentrique de l'apogée (rayon de l'apogée – rayon terrestre)
- hp : altitude géocentrique du périhélie (rayon du périhélie – rayon terrestre)
- HL : heure locale moyenne du nœud ascendant (moyenne au sens de l'équation du temps) :

$$HL = TU1 + \frac{24}{360} Long$$

- TU1 en heures,
- Long : longitude Est du nœud ascendant de l'orbite (en degrés).

5.2.1.5. Nature du bulletin

Il sera précisé si le bulletin d'orbite correspond à :

- l'orbite osculatrice : traduction en paramètres képlériens de la position-vitesse instantanée à la date du bulletin,
- l'orbite « moyenne » : orbite osculatrice à laquelle on a retranché les effets de périodes strictement inférieures à la période orbitale.

NB : dans les § suivants, lorsque l'on parle de position de l'objet spatial à l'instant t, il s'agit de la position correspondant à l'orbite osculatrice à cet instant.

NB : STELA prend en compte ces deux natures de bulletin.

5.2.1.6. Constantes et paramètres physiques

Valeurs des constantes physiques utilisées par STELA :

- Rayon terrestre utilisé dans la vérification des critères LOS et le calcul des altitudes d'apogées et de périogées : 6378 km
 - Coefficients du modèle de potentiel, rayon terrestre et aplatissement de la Terre utilisés dans le calcul de la dynamique et de l'altitude géodésique pour le modèle d'atmosphère, les conversions de types de bulletins d'orbites : ceux du modèle Grim5-S1
 - Une unité astronomique (UA) : $1.49598022291 \cdot 10^{11}$ m
 - Pression de radiation solaire à 1UA : $0.45605 \cdot 10^{-5}$ N/m²
 - Constante gravitationnelle du Soleil : $1.32712440018 \cdot 10^{20}$ m³s⁻²kg⁻¹
 - Constante gravitationnelle de la Lune $4.9027779 \cdot 10^{12}$ m³s⁻²kg⁻¹
- L'utilisation de STELA **et de son paramétrage par défaut** (modèle d'atmosphère, Cx, activité solaire « constante équivalente » ...) pour extrapoler l'orbite **assure la conformité à la RT.**

5.3. ORBITES BASSES

Les paragraphes suivants décrivent les méthodes et hypothèses utilisables pour calculer :

- La durée de rentrée atmosphérique d'un objet spatial en orbite basse,
- L'évolution à long terme d'une orbite 'au-dessus' de la zone A, pour vérifier le respect du critère de non-pénétration dans cette zone protégée.

On considère comme étant du domaine de l'orbite basse toute orbite dont l'apogée et le périégée se situent dans la zone protégée LEO (zone A) *ou au voisinage de celle-ci* et susceptible d'y pénétrer.

On considère que l'instant de *rentrée atmosphérique* est atteint lorsque l'altitude géocentrique de l'objet devient inférieure à **120 km**. Le critère correspondant est le suivant :

$$\text{Rayon vecteur } (t) < R_{\text{terre}} + 120 \text{ km}$$

Avec Rayon vecteur (t) = distance entre le centre-terre et l'objet spatial à l'instant t .

Par ailleurs, le critère de pénétration dans la zone A est le suivant :

- Premier instant t sur la période considérée tel que :

$$\text{Rayon vecteur } (t) < R_{\text{terre}} + (2000+h) \text{ km}$$

Avec Rayon vecteur (t) = distance entre le centre-terre et l'objet spatial à l'instant t .

La valeur de la marge « h » dépend des simplifications prises en compte dans la modélisation dynamique par rapport à un modèle de forces complet. La valeur prise en compte par STELA est indiquée dans son Manuel Utilisateur.

L'évolution de l'orbite et la durée de rentrée atmosphérique calculées dépendent : des conditions initiales, de la modélisation dynamique utilisée pour propager l'orbite, des caractéristiques de l'objet (surface frottante, masse, coefficient de traînée aérodynamique). Les paragraphes suivants précisent la modélisation dynamique recommandée et les paramètres d'entrée associés.

5.3.1. Modèle dynamique pour l'extrapolation de l'orbite à long terme

Les forces à prendre en compte au minimum sont :

- L'attraction gravitationnelle terrestre : effet des termes zonaux du potentiel terrestre jusqu'au degré 4. Pour les orbites dont l'inclinaison se situe au voisinage de l'inclinaison « critique » (63.4° et 116.6° environ) un complément de modélisation est nécessaire. Une bonne précision est obtenue en prenant en compte l'effet des termes zonaux jusqu'au degré 7. Pour les orbites résonantes telles que décrites ci-dessous, un complément de modélisation est également nécessaire. Une bonne précision est obtenue en prenant en compte l'effet des termes zonaux jusqu'au degré 15,
- La force de frottement atmosphérique,
- L'attraction gravitationnelle de la Lune et du Soleil,
- La force de Pression de Radiation Solaire (PRS).

Le potentiel gravitationnel luni-solaire a une influence faible sur la durée de rentrée, sauf pour les orbites de fin de vie héliosynchrones ou quasi-héliosynchrones (jusqu'à une année environ), les orbites au voisinage de la limite haute de la zone LEO, les orbites les plus excentriques, et dans certains cas d'orbites résonantes pour lesquels la dérive séculaire des angles due au J2 (aplatissement terrestre) entraîne un couplage avec la perturbation luni-solaire qui provoque une dérive séculaire de l'excentricité (effet sur la durée de rentrée jusqu'à plus d'une dizaine d'années). Les cas les plus sensibles se produisent lorsque la dérive séculaire des angles due au J2 conduit à des relations du type :

$$\dot{\Omega} - \alpha_{L/S} \pm \dot{\omega} \approx 0, \quad \dot{\Omega} - 2\alpha_{L/S} + 2\dot{\omega} \approx 0, \quad \dot{\Omega} \pm 2\dot{\omega} \approx 0$$

où $\alpha_{L/S}$ est la vitesse de rotation apparente de la lune (indice L) ou du soleil (indice S) autour de la Terre

$$(\alpha_L = \frac{2\pi}{27.3} \text{ rad/day} \quad \text{et} \quad \alpha_S = \frac{2\pi}{365.25} \text{ rad/day})$$

Ces conditions sont remplies pour certaines orbites basses dans le domaine d'inclinaisons [40,80] deg et [110,130] deg. L'évolution de ces orbites est alors sensible à la valeur initiale de l'ascension droite du nœud, de l'argument du périégée et de l'ascension droite du soleil (cf. DR2).

NB : l'inclinaison « critique » correspond au cas où la dérive séculaire de l'argument du périégée due aux termes zonaux du potentiel terrestre est nulle ou quasi-nulle, ce qui correspond à la condition : $\dot{\omega} \approx 0$

5.3.2. Paramètres de calcul pour l'extrapolation de l'orbite à long terme

5.3.2.1. Force de frottement atmosphérique

Ce chapitre décrit les pratiques pour la détermination des paramètres entrant dans le calcul de la force de frottement atmosphérique (Force aérodynamique F_a) :

$$\overline{F_a} = -\frac{1}{2}\rho S C_x V_r \vec{V}_r$$

Avec:

- ρ : densité de l'atmosphère
- S : surface frottante transverse (surface projetée sur un plan perpendiculaire à V_r)
- C_x : coefficient de traînée aérodynamique
- V_r : vitesse de l'engin spatial par rapport à l'atmosphère

5.3.2.2. Modèle d'atmosphère

L'utilisation du modèle d'atmosphère MSIS00 est recommandée pour le calcul de la densité atmosphérique. Tout autre modèle d'atmosphère utilisé sera indiqué et justifié.

Activité solaire et indice géomagnétique :

L'activité solaire influence très sensiblement la durée de rentrée atmosphérique des orbites basses. La prédiction du niveau des cycles solaires ainsi que de leur « calage temporel » (durée, phasage dans le temps) étant incertaine à l'horizon de plusieurs dizaines d'années, un principe de calcul de la durée de rentrée atmosphérique sur la base d'une « **activité solaire constante équivalente** » a été défini (flux et indices magnétiques constants par rapport au temps).

Pour un satellite défini par sa surface, son C_x et sa masse, et pour une orbite donnée, ce principe de normalisation permet de rendre le résultat du calcul de la durée de rentrée atmosphérique indépendant de la date effective de fin de vie par rapport aux cycles solaires.

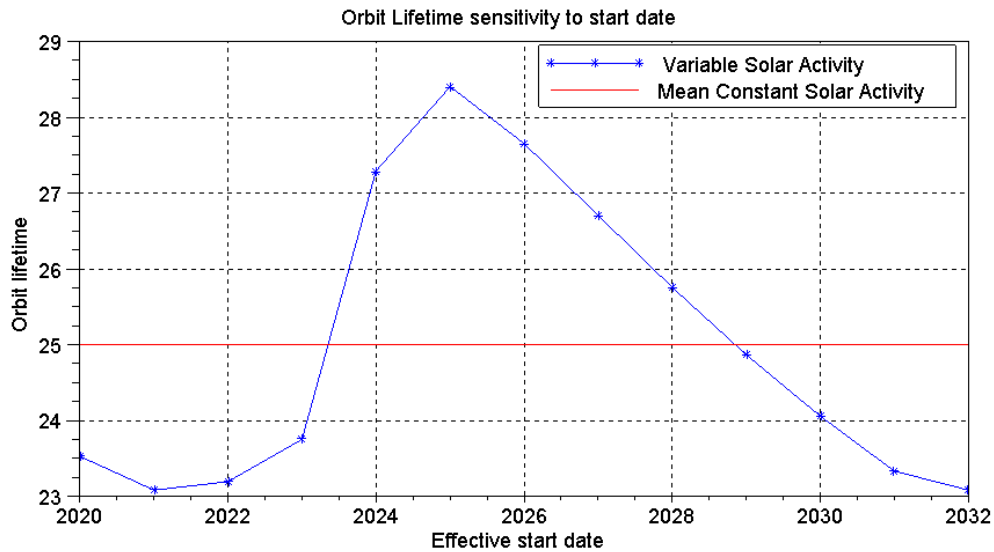


Figure 5-1 : Sensibilité de la durée orbitale à la date initiale

Son niveau a été réglé sur la base de l'activité solaire mesurée dans le passé (six derniers cycles solaires) et via une méthode statistique, afin d'obtenir pour l'ensemble des objets spatiaux appliquant cette méthode une durée de rentrée atmosphérique égale à 25 ans en moyenne (cf. DR3).

Cela signifie que pour un satellite et une orbite donnés (ajustée pour rentrer en 25 ans avec le niveau moyen d'activité solaire), si l'on calculait les durées de rentrée en faisant varier statistiquement l'activité solaire à venir (en niveau et en calage temporel par tirage aléatoire d'une séquence de n cycles parmi les six derniers) on obtiendrait une fonction de répartition de cette durée telle que la probabilité $P(\text{durée} < 25\text{ans}) = 50\%$. Cette fonction aurait une forme telle que ci-dessous :

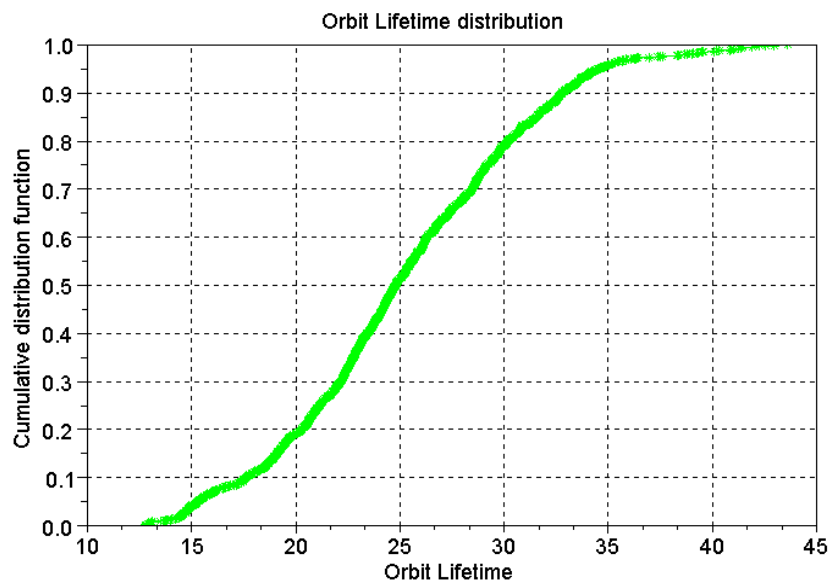


Figure 5-2 : Distribution durée orbitale

Le niveau de l'activité solaire et de l'indice géomagnétique sera donc fixé en utilisant l'activité solaire « constante équivalente » (par rapport au temps) définie par les expressions suivantes fonction du coefficient balistique et de l'altitude initiale de l'apogée de l'orbite moyenne de fin de vie :

$$AP = 15$$

$$F_{10.7} = 194.4 + 3.17 \ln\left(\frac{SC_x}{m}\right) - 6.86 \ln(ha)$$

- AP : Indice géomagnétique
- $F_{10.7}$: flux solaire en sfu
- SC_x/m : coefficient balistique en m^2/kg
- ha : rayon de l'apogée de l'orbite moyenne initiale – rayon terrestre en km
- ln : logarithme népérien

NB : si C_x varie en fonction de l'altitude, $F_{10.7}$ est calculé avec $C_x = 2.2$.

La courbe suivante représente la fonction ci-dessus pour différentes valeurs de S/m :

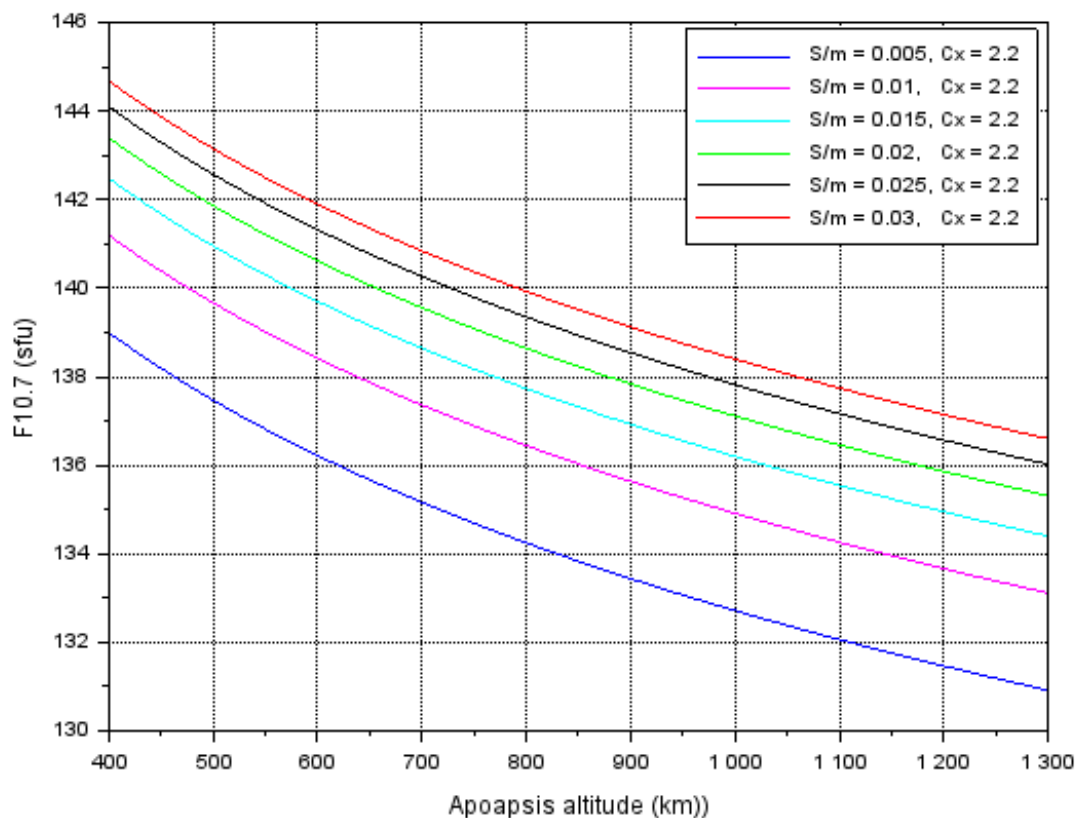


Figure 5-3 : Valeur flux solaire équivalent constant en fonction de S/m

Ces paramètres seront entrés dans le modèle d'atmosphère en utilisant le paramétrage suivant :

- Flux solaire (instantané et moyenné) égal à $F_{10.7}$,
- Indices géomagnétiques tri-horaires tous égaux à AP.

Cette approche supprime donc quasiment (hors orbite dont l'inclinaison est dans le domaine des orbites dites « sensibles » défini précédemment et qui est résonante) la dépendance de la durée de rentrée atmosphérique à la date de retrait de service pour un satellite et une orbite donnés (orbite définie par son apogée, périégée, inclinaison, heure locale pour les orbites héliosynchrones).

Il ne reste alors qu'une très faible dépendance à la date initiale (de l'ordre d'un mois sur 25 ans). Cela pourra être géré par une marge de l'ordre de 1% sur la durée de rentrée visée (nominalement 25 ans) lors du choix de l'orbite de fin de vie.

NB : l'influence de l'heure locale initiale sur la durée de rentrée atmosphérique n'est sensible que pour les orbites de fin de vie quasi-héliosynchrones (de l'ordre de \pm une année), et pour les orbites dont l'inclinaison est dans le domaine des orbites dites « sensibles » défini précédemment et qui sont résonantes.

L'utilisation d'une activité solaire « constante équivalente » est recommandée pour toute propagation long terme et doit être définitive pour la totalité de l'opération.

5.3.2.3. Surface frottante

La surface frottante transverse sera prise en compte sur la base d'une surface moyenne de valeur constante sur la durée d'extrapolation de l'orbite. Cette surface sera calculée en tenant compte de l'attitude probable de l'engin spatial :

- Dans le cas où une attitude d'équilibre stable de l'engin est prévisible (équilibre aérodynamique, stabilisation par gradient de gravité, pointage inertiel...), elle sera décrite et utilisée pour déterminer la surface frottante.
- Dans les autres cas, on pourra considérer que l'attitude de l'engin par rapport à la direction de la vitesse aérodynamique sera quelconque et variable.

Les dimensions de l'engin spatial prises en compte pour ce calcul seront fournies. Les éventuelles simplifications apportées à la géométrie de l'objet pour le calcul de cette surface devront être indiquées et aller dans le sens de la minimisation de la surface.

Dans le cas d'une utilisation de l'utilitaire de calcul de surface moyenne inclus dans STELA, le fichier descripteur devra être fourni ainsi que le dessin du satellite selon les trois axes.

5.3.2.4. Coefficient de trainée atmosphérique Cx

Les valeurs prises en compte (constante ou variable) du coefficient de trainée atmosphérique Cx devront être indiquées et justifiées.

Pour les objets spatiaux de forme « classique » (géométrie à base de plaques planes, sphère), il est recommandé d'utiliser la valeur typique de Cx dépendant de l'altitude, présenté ci-après et dont le tracé est le suivant :

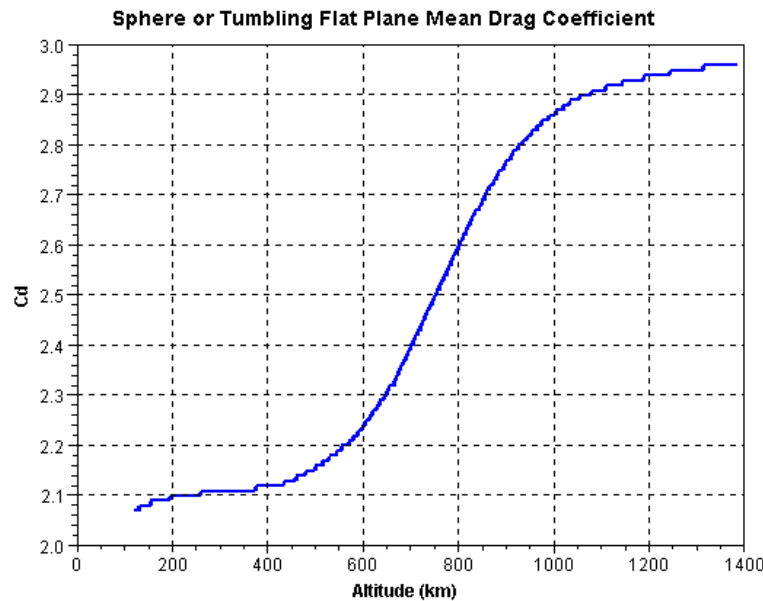


Figure 5-4 : Cx fonction de l'altitude géodésique

Pour les objets spatiaux de forme aérodynamique profilée, une valeur de Cx constante ou variable en fonction de l'altitude sera proposée et justifiée.

NB : au cas où, compte tenu de l'attitude d'équilibre et de la forme aérodynamique, il serait pertinent de considérer également une force de portance aérodynamique, elle sera prise en compte dans le calcul de la durée de rentrée atmosphérique et caractérisée par un coefficient de portance proposé et justifié.

5.3.2.5. Force de pression de radiation solaire

Ce chapitre décrit les pratiques pour la détermination des paramètres entrant dans le calcul de la force de pression de radiation solaire (agissant hors périodes d'éclipses) exprimée comme suit :

$$\vec{F}_p = C_R P_0 S \left(\frac{d_0}{d} \right)^2 \vec{u}$$

Avec :

- \vec{u} vecteur unitaire de la direction soleil-satellite
- d distance satellite-soleil
- d_0 distance Terre-soleil moyenne = 1UA
- P_0 pression de radiation solaire à la distance d_0
- S surface réfléchissante du satellite (surface projetée sur un plan perpendiculaire à u)
- C_R coefficient de réflectivité.

5.3.2.6. Surface réfléchissante

La surface réfléchissante sera prise en compte sur la base d'une surface moyenne de valeur constante sur la durée d'extrapolation de l'orbite. Cette surface sera calculée en tenant compte de l'attitude probable de l'engin spatial :

- dans le cas où une attitude d'équilibre stable de l'engin est prévisible (équilibre, pointage inertiel...) elle sera décrite et utilisée pour déterminer la surface moyenne réfléchissante,
- dans les autres cas, on considèrera que l'attitude de l'engin par rapport à la direction du soleil sera quelconque et variable.

Les dimensions de l'engin spatial prises en compte pour ce calcul seront fournies. Les éventuelles simplifications apportées à la géométrie de l'objet pour le calcul de cette surface devront être indiquées et aller dans le sens de la maximisation de la surface.

Dans le cas d'une utilisation de l'utilitaire de calcul de surface moyenne inclus dans STELA, le fichier descripteur devra être fourni ainsi que le dessin du satellite selon les trois axes.

5.3.2.7. Coefficient de réflectivité

Ce coefficient de réflectivité C_R peut varier de 1 (surface totalement absorbante) à 2 (surface totalement réfléchissante).

La valeur du coefficient de réflectivité utilisée sera fournie et justifiée. Par défaut elle pourra être prise à 1 pour être conservatif, hors orbites dont l'inclinaison est dans le domaine des orbites dites « sensibles » défini précédemment et qui sont résonantes.

5.4. ORBITES GEOSTATIONNAIRES OU QUASI-GEOSTATIONNAIRES

Rappel : L'orbite de retrait de service des satellites opérant sur l'orbite GEO doit être choisie au-dessus de la zone protégée B.

Les paragraphes suivants décrivent les méthodes et hypothèses utilisables pour calculer l'évolution à long terme d'une orbite au voisinage de l'arc géostationnaire et pour vérifier le respect du critère de non-pénétration dans la zone protégée GEO.

Pour choisir une orbite de retrait de service qui respecte le critère de non-pénétration dans la zone protégée B, il est également possible d'utiliser la formule donnée dans l'ISO 26872 « Space systems - Disposal of satellites operating at geosynchronous altitude » à la condition que l'excentricité de cette orbite soit inférieure à 0.003 et son inclinaison inférieure à 20 deg.

On considère comme étant du domaine de l'orbite GEO toute orbite dont l'apogée et le périégée se situent dans la zone protégée GEO, ou au voisinage de celle-ci et susceptible d'y pénétrer.

Le rayon à considérer pour l'altitude de l'orbite géostationnaire est égal à **42164 km**.

Le critère de pénétration dans la zone B en considérant une marge de « h » km pour tenir compte de l'imprécision éventuelle de la modélisation dynamique, est le suivant :

- Premier instant t sur la période considérée tel que :

$$\mathbf{42164 - (200+h) \text{ km} < \text{Rayon vecteur (t)} < 42164 + (200+h) \text{ km}}$$

avec *Rayon vecteur (t)* = distance entre le centre-terre et l'objet spatial à l'instant t.

et

$$\mathbf{-15 \text{ deg} < \text{latitude géocentrique (t)} < 15 \text{ deg}}$$

L'évolution de l'orbite et notamment l'altitude de l'apogée et du périégée dépendent : des conditions initiales, de la modélisation dynamique utilisée pour propager l'orbite, des caractéristiques de l'objet (surface réfléchissante, masse, coefficient de réflectivité). Les paragraphes suivants précisent la modélisation dynamique considérée comme nécessaire et les paramètres d'entrée associés.

La valeur de la marge « h » dépend des simplifications prises en compte dans la modélisation dynamique par rapport à un modèle de forces complet. La valeur prise en compte par STELA est indiquée dans son Manuel Utilisateur.

5.4.1. Modèle dynamique pour l'extrapolation de l'orbite à long terme

Les forces à prendre en compte au minimum sont :

- l'attraction gravitationnelle terrestre : modèle complet jusqu'au degré 4 et ordre 4
- la force de Pression de Radiation Solaire (PRS).
- l'attraction gravitationnelle de la Lune et du Soleil.

NB : l'effet du potentiel gravitationnel luni-solaire et de la PRS influence de façon importante l'évolution de l'orbite, notamment l'évolution de son excentricité. De ce fait l'évolution de l'orbite dépendra de façon significative de la date de retrait de service et du choix du vecteur excentricité initial.

5.4.2. Paramètres de calcul pour l'extrapolation de l'orbite à long terme

Ce paragraphe décrit les pratiques pour la détermination des paramètres entrant dans le calcul de la force de pression de radiation solaire exprimée comme suit :

$$\vec{F}_p = C_R P_0 S \left(\frac{d_0}{d} \right)^2 \vec{u}$$

Avec :

- \vec{u} vecteur unitaire de la direction soleil-satellite
- d distance satellite-soleil
- d_0 distance Terre-soleil moyenne = 1UA
- P_0 pression de radiation solaire à la distance d_0
- S surface réfléchissante du satellite (surface projetée sur un plan perpendiculaire à u)
- C_R coefficient de réflectivité.

5.4.2.1. Surface réfléchissante

La surface réfléchissante sera prise en compte sur la base d'une surface moyenne de valeur constante sur la durée d'extrapolation de l'orbite. Cette surface sera calculée en tenant compte de l'attitude probable de l'engin spatial :

- dans le cas où une attitude d'équilibre stable de l'engin est prévisible (équilibre, pointage inertiel...) elle sera décrite et utilisée pour déterminer la surface moyenne réfléchissante,
- dans les autres cas, on considèrera que l'attitude de l'engin par rapport à la direction du soleil sera quelconque et variable.

Les dimensions de l'engin spatial prises en compte pour ce calcul seront fournies. Les éventuelles simplifications apportées à la géométrie de l'objet pour le calcul de cette surface devront être indiquées et aller dans le sens de la maximisation de la surface.

Dans le cas d'une utilisation de l'utilitaire de calcul de surface moyenne inclus dans STELA, le fichier descripteur devra être fourni ainsi que le dessin du satellite selon les trois axes.

5.4.2.2. Coefficient de réflectivité

Ce coefficient de réflectivité C_R peut varier de 1 (surface totalement absorbante) à 2 (surface totalement réfléchissante).

La valeur du coefficient de réflectivité utilisée sera fournie et justifiée. Dans tous les cas cette valeur ne devra pas être inférieure à 1.5.

5.5. ORBITES DE TRANSFERT GEOSTATIONNAIRES (GTO)

Orbites de transfert Géostationnaire (GTO) : On considère comme étant du domaine de l'orbite GTO toute orbite dont l'apogée est situé à l'intérieur, au voisinage ou au-dessus (orbites dites « super-synchrones ») de la zone protégée GEO et le périogée est situé à l'intérieur ou au-dessus de la zone protégée LEO. L'excentricité est typiquement supérieure à 0.25).

Le critère de rentrée dans la zone LEO est le suivant :

- Premier instant t sur la période considérée tel que :

$$\text{Rayon vecteur } (t) < R_{\text{terre}} + (2000+h) \text{ km}$$

Avec Rayon vecteur (t) = distance entre le centre-terre et l'objet spatial à l'instant t .

On considère par ailleurs que l'instant de rentrée atmosphérique est atteint lorsque l'altitude de l'objet devient inférieure à **80 km**. Le critère correspondant est le suivant :

$$\text{Rayon vecteur } (t) < R_{\text{terre}} + 80 \text{ km}$$

Avec Rayon vecteur (t) = distance entre le centre-terre et l'objet spatial à l'instant t .

NB : cette valeur de 80 Km est différente de celle prise en compte pour des orbites LEO (120 Km), compte tenu de la dynamique différente de ces orbites à long terme.

Le rayon à considérer pour l'altitude de l'orbite géostationnaire est égal à **42164 km**.

Le critère de sortie de la zone GEO, en considérant une marge de « h » km pour tenir compte de l'imprécision éventuelle de la modélisation dynamique, est le suivant :

- Dernier instant t sur la période considérée tel que :

$$\underline{42164 - (200+h) \text{ km} < \text{Rayon vecteur } (t) < 42164 + (200+h) \text{ km}}$$

Avec Rayon vecteur (t) = distance entre le centre-terre et l'objet spatial à l'instant t .

et

$$\underline{-15 \text{ deg} < \text{latitude géocentrique } (t) < 15 \text{ deg}}$$

Le critère de pénétration dans la zone GEO, en considérant une marge de « h » km pour tenir compte de l'imprécision éventuelle de la modélisation dynamique, est le suivant :

- Premier instant t sur la période considérée tel que :

$$\underline{42164 - (200+h) \text{ km} < \text{Rayon vecteur } (t) < 42164 + (200+h) \text{ km}}$$

avec Rayon vecteur (t) = distance entre le centre-terre et l'objet spatial à l'instant t .

et

$$\underline{-15 \text{ deg} < \text{latitude géocentrique } (t) < 15 \text{ deg}}$$

La valeur de la marge « h » dépend des simplifications prises en compte dans la modélisation dynamique par rapport à un modèle de forces complet. La valeur prise en compte par STELA est indiquée dans son Manuel Utilisateur.

L'évolution de l'orbite et notamment l'altitude de l'apogée et du périégée dépendent : des conditions initiales, de la modélisation dynamique utilisée pour propager l'orbite, des caractéristiques de l'objet (surface frottante, masse, coefficient de traînée aérodynamique, surface réfléchissante, coefficient de réflectivité).

La particularité des orbites de type GTO est que leur évolution peut être très sensible aux conditions initiales (en particulier au positionnement de l'orbite par rapport à la lune et au soleil) et aux paramètres des modèles de forces perturbatrices (masse, coefficient balistique, coefficient de frottement et de réflectivité, activité solaire...). Ceci est dû à des phénomènes de résonances gravitationnelles créés par l'attraction de la lune et du soleil (couplage entre la dérive séculaire des angles due à J_2 et les perturbations luni-solaire, du même type que ceux présentés pour les orbites basses mais avec un effet plus important du fait des fortes excentricités des orbites, cf. DR4 et DR5).

Ceci implique en particulier que l'évolution de l'orbite de retrait de service peut être très sensible à la date de retrait de service.

La figure ci-dessous montre un exemple de calcul de la durée de rentrée atmosphérique en années d'une orbite GTO quasi-équatoriale en fonction du jour de retrait de service dans l'année et de l'heure locale initiale du périégée (paramètre clé influençant l'évolution de l'orbite). Ce dernier paramètre est l'angle, exprimé en heures (sachant que 0 deg correspond à 12h), entre la direction du soleil et la direction du périégée projetées dans l'équateur.

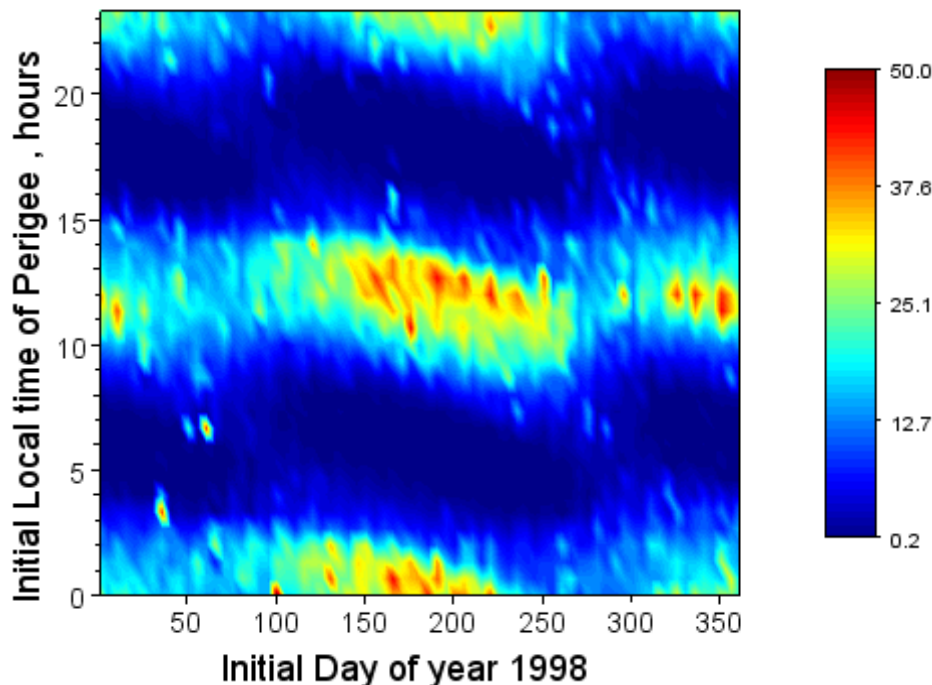


Figure 5-5 : Durée de rentrée atmosphérique (années)

La figure ci-dessous montre un exemple d'évolutions du demi grand axe (SMA) d'une orbite GTO quasi-équatoriale à conditions initiales constantes (date et paramètres d'orbite), mais pour laquelle on a modifié très légèrement (de l'ordre de 1%) la valeur du rapport surface sur masse S/m de l'objet

associé :

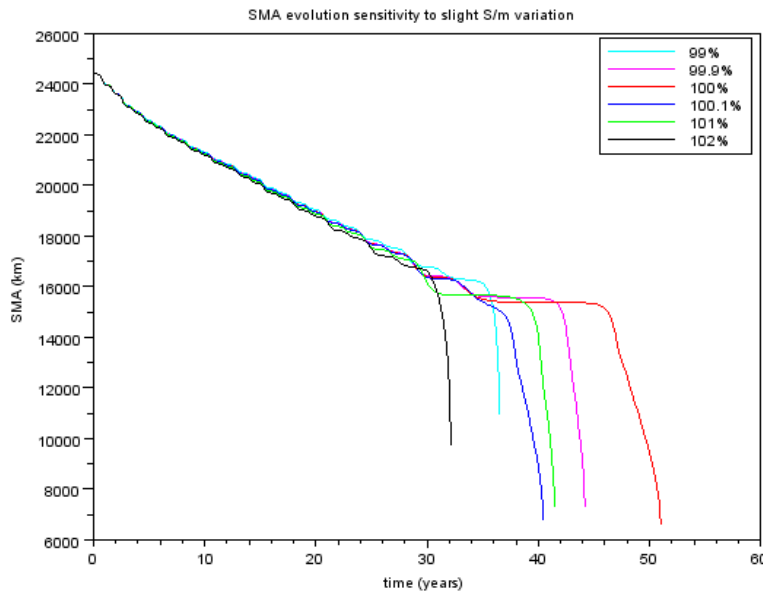


Figure 5-6 : Exemple de sensibilité de l'évolution du demi-grand axe d'une orbite au S/m

Cette sensibilité aux conditions initiales et au paramétrage des modèles de forces perturbatrices conduit à devoir effectuer un calcul statistique des critères ci-dessus.

Les paragraphes suivants précisent la modélisation dynamique nécessaire pour ce calcul, les paramètres d'entrée associés, la méthode statistique utilisable.

5.5.1. Modèle dynamique pour l'extrapolation de l'orbite à long terme

Les forces à prendre en compte au minimum sont :

- l'attraction gravitationnelle terrestre : effet des termes zonaux et tesséraux du potentiel terrestre jusqu'au degré et à l'ordre 7. Pour les orbites dont l'inclinaison se situe au voisinage de l'inclinaison « critique » (63.4° et 116.6° environ) il est nécessaire de prendre en compte l'effet des termes zonaux jusqu'au degré 7 pour obtenir une bonne précision,
- la force de pression de radiation solaire,
- la force de frottement atmosphérique,
- l'attraction gravitationnelle de la Lune et du Soleil.

La prise en compte des termes tesséraux permet de mieux caractériser l'évolution de certaines orbites résonantes avec le potentiel gravitationnel terrestre, i.e. celles dont la période est commensurable avec la période de rotation de la Terre. Les principales résonances à considérer sont celles dites: 2/1 (demi grand axe $\approx 26,560$ km), 3/2 (demi grand axe $\approx 32,177$ km) et à plus haute altitude 4/3 (demi grand axe $\approx 34,800$ km). n/m signifie que « n révolutions orbitales sont effectuées par le véhicule pendant que la Terre fait m tours sur elle-même ».

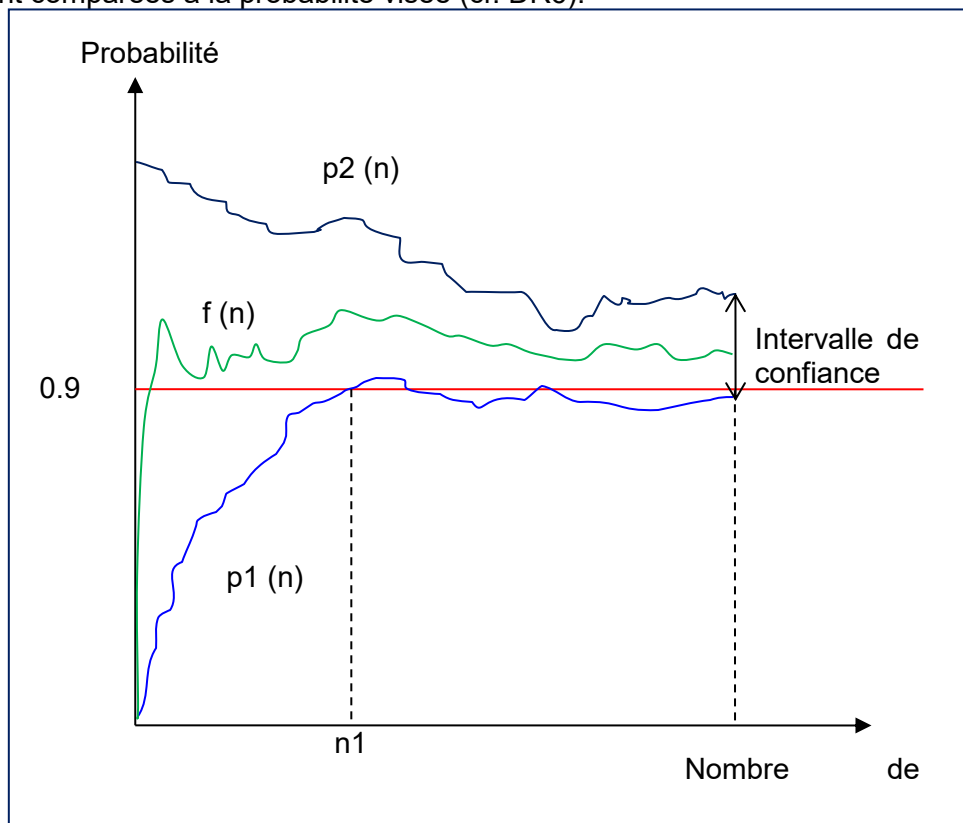
5.5.2. Critères et Méthode statistique

On considère qu'un critère de la loi du type :

- Durée de rentrée atmosphérique < 25 ans,
- Non-pénétration dans la zone protégée LEO,
- Sortie de la zone protégée GEO en moins d'un an (lanceurs uniquement),
- Non-pénétration dans la zone protégée GEO,

est vérifié si la probabilité de respect de ce critère est supérieure à 0.9.

La vérification est basée sur l'utilisation d'une méthode statistique de type « Monte Carlo » consistant à : disperser aléatoirement les paramètres clés incertains (paramètres d'orbite initiale, paramètres des modèles de force) selon une loi de probabilité appropriée, propager n fois l'orbite avec ces paramètres dispersés et calculer la probabilité d'occurrence associée à chaque critère applicable. Celle-ci est basée sur le rapport entre le nombre d'orbites propagées respectant le critère sur le nombre total d'orbites propagées (probabilité observée : f) et sur un intervalle de confiance associé à l'estimation du paramètre statistique pour tenir compte du fait que la statistique est réalisée sur un nombre fini de tirages aléatoires (échantillon). Les probabilités correspondant aux bornes $[p_1, p_2]$ de l'intervalle de confiance sont comparées à la probabilité visée (cf. DR6).



L'intervalle de confiance $[p_1(n), p_2(n)]$ est calculé à partir des formules de « Wilson avec correction de continuité », avec un taux de confiance de 95 % : un intervalle de confiance à 95 % donnera un encadrement correct de la probabilité que l'on cherche à estimer quatre-vingt-quinze fois sur cent. Cela signifie que si l'on répète cette estimation un grand nombre de fois, en affirmant à chaque fois que le

paramètre à estimer (c'est-à-dire la probabilité réelle) se trouve dans l'intervalle de confiance à 95%, on se trompera en moyenne cinq fois sur cent. La valeur des bornes p1 et p2 de l'intervalle de confiance de Wilson est donnée par les expressions suivantes :

$$p1 = \frac{2nf + u_{\alpha/2}^2 - 1 - u_{\alpha/2} \sqrt{u_{\alpha/2}^2 - 2 - 1/n + 4f(n(1-f) + 1)}}{2(n + u_{\alpha/2}^2)}$$

$$p2 = \frac{2nf + u_{\alpha/2}^2 + 1 + u_{\alpha/2} \sqrt{u_{\alpha/2}^2 + 2 - 1/n + 4f(n(1-f) - 1)}}{2(n + u_{\alpha/2}^2)}$$

Avec:

- n : nombre d'orbites propagées (nombre de tirages),
- f : probabilité "observée": nombre d'orbites respectant le critère divisé par n,
- p1 : borne inférieure de l'intervalle de confiance,
- p2 : borne supérieure de l'intervalle de confiance,
- $u_{\alpha/2} = \Phi^{-1}(1-\alpha/2) = 1.96$ pour un intervalle de confiance de 95% (Φ est la fonction de répartition de la loi normale).

Pour un nombre n de tirages (n orbites propagées):

- si la borne inférieure de l'intervalle de confiance est supérieure ou égale à 0.9, le critère est vérifié (conforme),
- si la borne supérieure de l'intervalle de confiance est inférieure ou égale à 0.9, le critère est non vérifié (non conforme),
- si aucune des bornes de l'intervalle de confiance ne vérifient l'une ou l'autre de ces deux conditions, il n'est pas possible de conclure sur la vérification du critère. Une augmentation du nombre de tirages, permettant de réduire la largeur de l'intervalle de confiance, est alors nécessaire.

Un nombre minimum de tirages est requis. Ainsi (à partir de ce nombre de tirages) pour les 5% d'encadrements statistiques (Monte Carlo) potentiellement inexacts, l'erreur entre la probabilité observée et la probabilité réelle est faible.

Pour un taux de confiance de 0.95, $n_{\min} = 45$.

Les paramètres clés incertains suivants doivent être dispersés :

- Conditions initiales (paramètres de l'orbite),
- Coefficient balistique via la surface et/ou la masse du véhicule et/ou le coefficient de réflectivité,
- Activité solaire et indice géomagnétique pour les orbites soumises au frottement atmosphérique,
- Coefficient balistique via la surface et/ou la masse du véhicule et/ou le coefficient de frottement pour les orbites soumises au frottement atmosphérique.

5.5.3. Paramètres de calcul pour l'extrapolation de l'orbite à long terme

5.5.3.1. Force de frottement atmosphérique

DEFINITION DE LA FORCE

Cf. §5.3.2.1 sur les orbites LEO

MODELE D'ATMOSPHERE

Cf. §5.3.2.2 sur les orbites LEO

ACTIVITE SOLAIRE ET INDICE GEOMAGNETIQUE :

L'activité solaire et l'indice géomagnétique influencent très sensiblement l'évolution des orbites GTO croisant la zone protégée LEO. La prédiction du niveau des cycles solaires ainsi que de leur « calage temporel » (durée, phasage dans le temps) est incertaine à l'horizon de plusieurs dizaines d'années. Le calcul statistique de l'activité solaire et de l'indice géomagnétique à venir (en niveau et en calage temporel) peut être réalisé par tirage aléatoire d'une séquence de n cycles parmi les six derniers cycles solaires du passé (cf. exemple de figures ci-dessous sur 5 anciens cycles), et d'un jour de départ aléatoire dans le premier cycle. Les données d'un cycle sont les données journalières de flux ($F_{10.7}$) et tri-horaires d'indice géomagnétique (A_p).

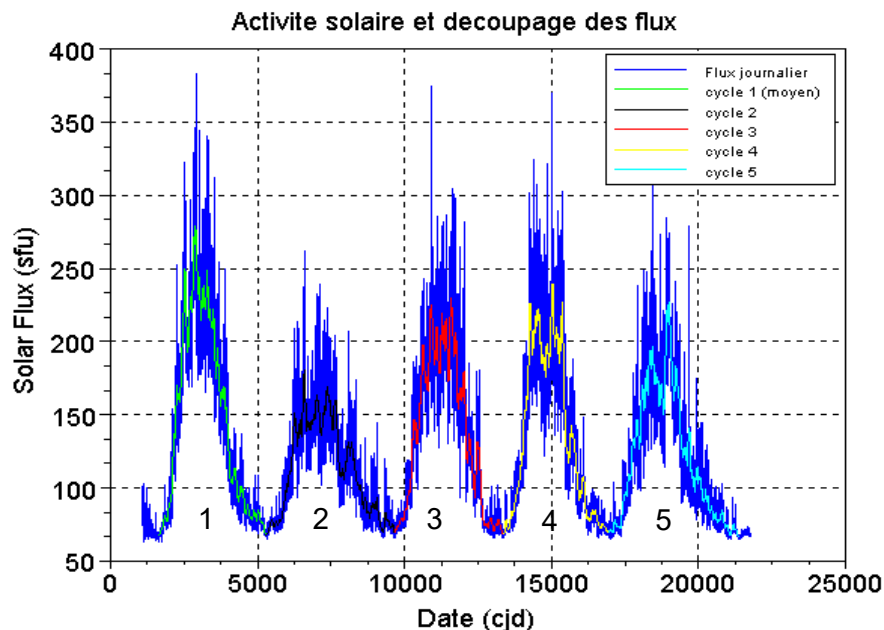


Figure 5-7: Exemple de découpage des cycles solaires – flux solaires

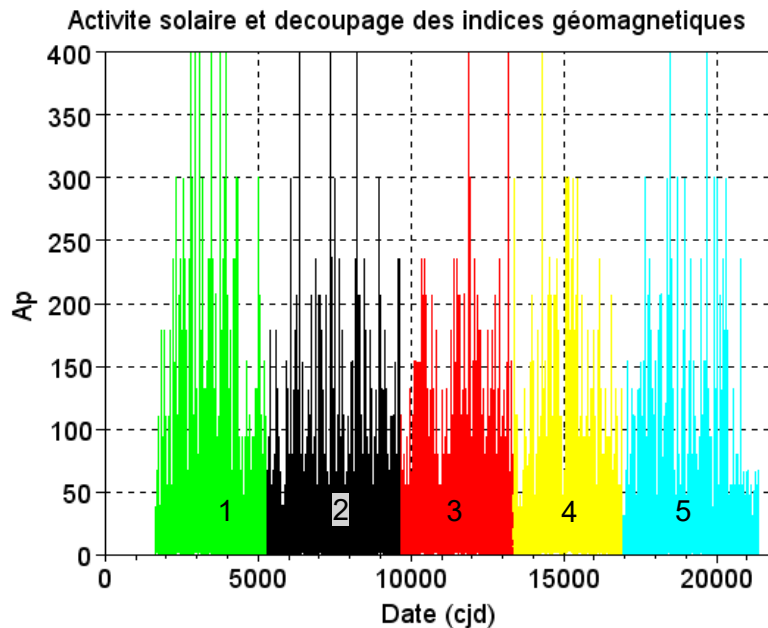


Figure 5-8: Exemple de découpage des cycles solaires – indices géomagnétiques

SURFACE FROTTANTE :

Cf. §5.3.2.3 sur les orbites LEO

COEFFICIENT DE TRAINÉE ATMOSPHERIQUE CX :

Cf. §5.3.2.4 sur les orbites LEO

DISPERSION SUR LE COEFFICIENT $m/(SC_x)$ DE LA FORCE DE FROTTEMENT

La force de frottement est dispersée :

- d'une part via la dispersion sur la densité atmosphérique due à la dispersion de l'activité solaire (flux solaire et indice géomagnétique)
- d'autre part via les dispersions prises en compte sur le coefficient $m/(SC_x)$.

Le coefficient $m/(SC_x)$ ci-dessus doit être dispersé pour tenir compte des incertitudes sur la surface frottante, sur les coefficients aérodynamiques et sur la masse. Cette dispersion sera définie en forme (uniforme, gaussienne...) et en plage, en fonction des incertitudes estimées.

Au minimum, une incertitude uniforme de $\pm 20\%$ sera utilisée.

5.5.3.2. Force de pression de radiation solaire (PRS)

DEFINITION DE LA FORCE

Cf. §5.4 sur les orbites GEO

SURFACE REFLECHISSANTE

Cf. §5.4 sur les orbites GEO

COEFFICIENT DE REFLECTIVITE

Ce coefficient de réflectivité C_R peut varier de 1 (surface totalement absorbante) à 2 (surface totalement réfléchissante).

La valeur du coefficient de réflectivité utilisée sera fournie et justifiée.
--

DISPERSION SUR LE COEFFICIENT $m/(SC_R)$ DE LA FORCE DE PRS

La force de pression de radiation solaire est dispersée via les dispersions prises en compte sur le coefficient $m/(SC_R)$.

Le coefficient $m/(SC_R)$ ci-dessus doit être dispersé pour tenir compte des incertitudes sur la surface réfléchissante, sur le coefficient de réflectivité et sur la masse. Cette dispersion sera définie en forme (uniforme, gaussienne...) et en plage, en fonction des incertitudes estimées.

Au minimum, une incertitude uniforme de +/-20% sera utilisée.

5.6. ORBITES MEO

On s'intéresse ici aux orbites opérationnelles comprises entre les zones A et B (orbites du type GNSS) et dont les orbites cimetières doivent garantir la non interférence avec les zones A et B sur une plage temporelle de 100 ans.

On pourra utiliser le modèle GTO de STELA qui est le plus pertinent pour les orbites MEO à l'heure actuelle.