

GUIDE DES BONNES PRATIQUES **LOS** POUR LES SYSTÈMES ORBITAUX



Non sensible

GUIDE DES BONNES PRATIQUES ASSOCIEES A LA LOS (SYSTEMES ORBITAUX)

	Nom et sigle	Date et signature
Préparé par	Groupe d'experts CNES, Coordonné par le Bureau LOS Systèmes Orbitaux DOA/SME/LOS	 Signature numérique de Le Lous Fabien Date : 2024.10.16 10:53:26 +02'00'
Vérifié par	DOA/SME/LOS	ElJed Olfa Signature numérique de ElJed Olfa Date : 2024.10.16 11:01:00 +02'00'
	DOA/SME	Francillout Laurent Signature numérique de Francillout Laurent Date : 2024.10.16 17:07:32 +02'00'
Application autorisée par	DOA/D	Laurent Caroline Signature numérique de Laurent Caroline Date : 2024.11.04 18:21:51 +01'00'
	IGQ/D	 Signature numérique de Bernard CHEMOUL Date : 2024.11.12 21:28:39 +01'00'

DIFFUSION INTERNE/EXTERNE			
Sigle/Société	Nom (+ adresse email si externe)	Observation pour	
		Action	Information
CNES	Sous directions DTN, DOA, DTS et DS/PF		X
Opérateurs Français de satellites			X
Arianespace			X
ESA	Safety Office		X

PAGE D'ANALYSE DOCUMENTAIRE

Classification (+ qualification pour Diffusion Limitée) : Non sensible		
Mots clés : LOS, conformités, réglementation technique, rentrée		
Rédacteurs : Bureau LOS Systèmes Orbitaux et groupe d'experts CNES		
Résumé : Ce guide des bonnes pratiques est une aide pour les opérateurs désirant soumettre un dossier de conformité à la loi spatiale. Il traite les demandes relatives aux systèmes orbitaux et donne des informations qui permettent de contribuer à démontrer le respect de la réglementation technique (cf. DA4). Sa création découle de l' article 54 de la réglementation technique.		
Gestion en configuration : oui	À dater du : 23/09/2024	Par : DOA/SME/LOS
Contrat :		
Logiciel(s) hôte : Word MS-Office	Nombre de pages supplémentaires :	

HISTORIQUE DES MODIFICATIONS

Version	Date	Chapitres modifiés / Raison / Nature de l'évolution
1.0	15/03/2022	Création
2.0	12/12/2022	Version pour consultation officielle
3.0	03/06/2024	<p>Version officielle</p> <p><u>Ajouts :</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Documents de référence : <ul style="list-style-type: none"> ○ Guide d'utilisation de l'outil DEBRISK pour des applications satellites. ○ Guide d'utilisation de l'outil ELECTRA pour des applications satellites. • Documents applicables réglementaires mis à jour. • Utilisation de la nouvelle trame CNES. • Ajout de liens hypertexte dans le tableau en §2 pour faciliter la navigation vers les articles de la réglementation technique. • Liste des acronymes utilisés dans le présent guide. <p><u>Modifications/clarifications :</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Mise à jour de la partie « estimation de la probabilité de collision » par le service Surveillance de l'Espace du CNES - §3.5. • Horizon de temps (fenêtres glissantes) pour l'exigence « Partage de données » - §3.6.2. • Mise à jour de la partie « impact environnemental » avec l'étude INERIS - §5.2. • Réorganisation des chapitres « Service en Orbite » et « Constellations » - §7 et §8. • Mise à jour de la partie « Extension de mission » - §9. <p><u>Suppressions :</u></p> <ul style="list-style-type: none"> • Méthodologie détaillée Debrisk (description détaillée présente dans le guide d'utilisation fourni avec le logiciel) - §10.2 • Annexe STELA (informations déplacées dans le guide d'utilisation STELA en document de référence [DR5])

DOCUMENTS DE REFERENCE

Référence		Titre du document
DR1	LOS-GR-CNF-8-CNES Rev 1-Iss 4 du 25/03/2015	Guide des Bonnes Pratiques LOS (ancienne version).
DR2	DSO/DA/3S-2020.0025443 du 20 mai 2020.	Mandat du groupe d'experts pour la mise à jour du Guide des Bonnes Pratiques LOS.
DR3	DBK-NT-LOG-0567-CNES	Guide d'utilisation de l'outil DEBRISK pour des applications satellites.
DR4	ELECT-MU-2200-314-CNES	Guide d'utilisation de l'outil ELECTRA pour des applications satellites.
DR5	STELA-NT-ETUDES-363- CNES	Guide d'utilisation de l'outil STELA pour des applications satellites.
DR6	DSO/AQ/SF-2020.0026415	Guide sur l'évaluation de la probabilité de réussite des opérations de fin de vie d'un satellite.
DR7	NA	Documentation relative à la méthode INERIS pour évaluer l'impact environnemental (disponible sur demande)
DR8	DCS-2024.0004634	Guide d'hygiène Cybersécurité des systèmes orbitaux

DOCUMENTS APPLICABLES

Référence		Titre du document
DA1	NOR : ESRX0700048L	LOI n° 2008-518 du 3 juin 2008 modifiée relative aux opérations spatiales https://www.legifrance.gouv.fr/loda/id/JORFTEXT000018931380
DA2	NOR : ESRR0825834D	Décret n° 2009-643 du 9 juin 2009 modifié relatif aux autorisations délivrées en application de la loi n° 2008-518 du 3 juin 2008 relative aux opérations spatiales https://www.legifrance.gouv.fr/loda/id/JORFTEXT000020719487
DA3	NOR : ECOJ2206380A	Arrêté du 23 février 2022 modifié relatif à la composition des trois parties du dossier mentionné à l'article 1er du décret n° 2009-643 du 9 juin 2009 relatif aux autorisations délivrées en application de la loi n° 2008-518 du 3 juin 2008 modifiée relative aux opérations spatiales https://www.legifrance.gouv.fr/loda/id/JORFTEXT000045243297
DA4	NOR : ESRR1103737A	Arrêté du 31 mars 2011 modifié relatif à la réglementation technique en application du décret n° 2009-643 du 9 juin 2009 relatif aux autorisations délivrées en application de la loi n° 2008-518 du 3 juin 2008 relative aux opérations spatiales https://www.legifrance.gouv.fr/loda/id/JORFTEXT000024095828

TERMES, DEFINITIONS ET ABREVIATIONS

Sigle / abréviation	Définition
GBP	Guide des Bonnes Pratiques
LOS	Loi sur les Opérations Spatiales
RT	Réglementation Technique de la LOS
RAC	Responsable d'Analyse de Conformité
ADR	Active Debris Removal
AVURNAV	Avis d'Urgence aux NAVigateurs
CAESAR	Conjunction Analysis and Evaluation Service, Alerts and Recommendations
CAO	Conception Assistée par Ordinateur
CDM	Collision Data Message
CEA	Chemical Equilibrium Application
CID	Current Interrupt Device
CIDL	Configuration Item Data List
COTS	Commercial off-the-shelf
CPE	Cell Passage Event
CSG	Centre Spatial Guyanais
CSpOC	Combined Space Operations Center
CSS	Chinese Space Station
CU	Charge Utile
DJD	Dossier de Justification et de Définition
DML	Declared Material List
DoD	Depth of Discharge
DPL	Declared Process List
DV	Delta V
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EEE	Electrical, Electronic and Electro-mechanical (components)
ELECTRA	Estimation de la Létalité due aux Evènements Catastrophiques sur Trajectoires Rentrant dans l'Atmosphère
EM	Engineering Model
EMC	ElectroMagnetic Compatibility
ESD	Electro-Static Discharge
ESOC	European Space Operations Centre
EUSST	EU Space Surveillance and Tracking
FDIR	Fault Detection, Isolation, and Recovery
FDS	Flight Dynamic System
FDV	Fin de Vie

FEEP	Field Emission Electric Propulsion
FOCUS	Fast Orbit Calculation Utility Software
FT	Fait Technique
GEO	Geostationary Earth Orbit
GNC	Guidage, Navigation et Contrôle
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPW	Gridded Population of the World
GS	Générateur Solaire
GTO	Geostationary Transfert Orbit
HEO	Highly Elliptical Orbit
HRL	High-Rate Longlife
IADC	Inter-Agency Space Debris Coordination Committee
ISS	International Space Station
LBB	Leak Before Burst
LEO	Low Earth Orbit
MASTER	Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference
MCI	Masse, Centrage et Inertie
MEO	Medium Earth Orbit
MICD	Mechanical Interface Control Document
MLI	Multi Layer Insulation
MMH	Méthylhydrazine
MSA	Monitoring Safety and Alert
MSI	Monitoring Safety and Intervention
MU	Manuel Utilisateur
NIDA	Nid d'abeille
NOTAM	NOTice to AirMen
NTO	Nitrogen Tetroxide
ODR	Orbite de Rentrée
OOS	On Orbit Servicing
PF	Plateforme
PK	Point Clé
PNEC	Predicted No Effect Concentration
PoC	Probability of Collision
PPU	Point de Panne Unique
PSO	Position Sur Orbite
PTC	Positive Thermal Coefficient
PVT	Position Vitesse Temps
QO	Qualification opérationnelle
QT	Qualification Technique
RA	Rentrée Aléatoire

RC	Rentrée Contrôlée
RNA	Rentrée Naturelle Assistée
RNC	Rentrée Non Contrôlée
RPO	Rendez-vous and Proximity Operations
RUL	Remaining Useful Lifetime
SCAO	Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite
SCC	Satellite Control Center
SDF	Sureté de Fonctionnement
SoC	State Of Charge
SPOUA	South Pacific Ocean Uninhabited Area
SRM	Solid Rocket Motor
SSA	Space Situational Awareness
STELA	Semi analytic Tool for End of Life Analysis
STM	Space Traffic Management
TC	Télécommande
TM	Téléométrie
UVD	Under-Voltage Detector
VTR	Valeur Toxicologique de Référence
ZdR	Zone de Retombée

REMERCIEMENTS

Depuis sa création fin 2010, le Guide des Bonnes Pratiques associées à la Loi française relative aux Opérations Spatiales n'a cessé de s'enrichir et de s'améliorer, au gré des évolutions législatives et des transformations de l'écosystème spatial. Au-delà de sa vocation première visant à aider les opérateurs français à respecter les exigences de la Réglementation Technique, ce guide est aujourd'hui devenu une référence pour promouvoir des pratiques à la fois respectueuses de l'environnement orbital et de l'environnement terrestre.

A ce titre le bureau LOS du CNES tient à remercier l'ensemble des expertes et experts des services techniques du CNES ayant contribué à la réalisation de ce document, leur grand nombre empêche maintenant de tous les nommer sans risquer d'en oublier...

Merci également aux opérateurs et aux industriels, qui par leurs retours, remarques, études et contributions, ont aidé à la réalisation de ce guide.

SOMMAIRE

1	Objet	16
2	Correspondance avec la Réglementation Technique	17
3	Limiter la génération de débris en orbite	19
3.1	Introduction	19
3.2	Bien concevoir le satellite	20
3.2.1	Dimensionnement et aménagement des systèmes à risque	20
3.2.2	Poignées et système de stabilisation pour éviter la rotation et favoriser l'ADR	22
3.3	Passiver les réserves d'énergie	23
3.3.1	Passivation électrique	24
3.3.2	Passivation des systèmes de propulsion	29
3.4	Choisir l'orbite opérationnelle	34
3.5	Estimer la probabilité d'une collision en orbite	35
3.5.1	Méthodologie	35
3.5.2	Outils recommandés pour l'estimation de la probabilité de collision	41
3.6	Réduire le risque de collisions	44
3.6.1	Bonnes pratiques en matière d'anticollision	44
3.6.2	Exigences de la RT associées à l'anticollision	46
3.7	Aspects opérationnels pour maîtriser les risques	51
3.7.1	Risque d'absence de maîtrise de l'objet spatial	51
3.7.2	Plan de contrôle	55
3.8	Déorbiter / réorbiter les satellites en fin de vie	56
3.9	Estimer le bilan d'ergol	59
3.10	Calculer la fiabilité des opérations associées au retrait de service	60
4	Limiter le risque léthal lors du retour sur terre d'un objet spatial	64
4.1	Introduction	64
4.2	Définitions	66
4.3	Calculer la surface meurtrie	67
4.4	Limiter la surface meurtrie par le Design for Demise	69
4.5	Choisir la méthode de rentrée	70
4.6	Calculer le risque létal	71
4.6.1	Définitions et acronymes	71
4.6.2	Calcul de la probabilité de victime en Rentrée aléatoire	72
4.6.3	Calcul de la probabilité de victime en Rentrée contrôlée sur zone	73
4.6.4	Calcul de la probabilité de victime en Rentrée contrôlée sur site	74

4.6.5	Calcul de la probabilité de victime en Rentrée naturelle assistée	75
4.7	Estimer la zone de retombée en rentrée contrôlée.....	76
4.8	Déclarer les zones de retombées sur terre aux autorités concernées	78
4.9	Cas d'une rentrée sur site	80
5	Réduire et tracer l'impact sur l'environnement terrestre	84
5.1	Empreinte	84
5.2	Toxicité pour l'environnement : méthode et critères	84
6	Exigences spécifiques	86
6.1	Cybersécurité.....	86
6.2	Emissions radioélectriques.....	86
7	Service en orbite.....	87
7.1	Exigences pour toutes les phases	88
7.2	Exigences en zone de proximité.....	91
7.3	Exigences phase d'approche et de contact	95
7.4	Exigences phase attachée.....	97
7.5	Exigences phase de séparation et d'éloignement.....	98
8	Constellations	99
8.1	Exigences applicables à toute constellation.....	100
8.2	Exigences spécifiques aux mégaconstellations.....	102
9	Extension de mission.....	105
9.1	Exigences à ré-évaluer dans le cadre d'une extension de mission	105
9.2	Re-estimation de la fiabilité en vol	109
9.3	Analyses de risque.....	114
9.3.1	Risque associé à l'utilisation d'un service en orbite.....	114
9.3.2	Risque de ne pas pouvoir réaliser le retrait de service tel que prévu dans le dossier initial	114
9.3.3	Risque de laisser le satellite sur son orbite opérationnelle	114
9.3.4	Risque de génération de débris par collision	115
10	Outils logiciels	116
10.1	STELA.....	117
10.1.1	Présentation outil/méthode	117
10.1.2	Constantes et paramètres physiques.....	117
10.2	DEBRISK	119
10.2.1	Présentation outil/méthode	119
10.2.2	Modélisation physique.....	120
10.2.3	Décomposition de la Méthode DEBRISK.....	121

10.3ELECTRA.....	122
10.3.1 Présentation outil/méthode	122
10.3.2 Risque de victime en rentrée non contrôlée	123
10.3.3 Risque de victime en rentrée contrôlée.....	123
10.3.4 Risque de victime sur orbites finales	124
10.3.5 Outils complémentaires.....	124
10.4MASTER	126

TABLE DES FIGURES

Figure 3-1: Schéma de passivation avec relais d'ouverture des sections GS	25
Figure 3-2: Schéma de passivation avec relais de court-circuit des sections GS	25
Figure 3-3: Schéma de passivation avec relais de déconnexion batterie (solution non recommandée)	26
Figure 3-4: Schéma de passivation avec relais d'ouverture des sections GS et décharge batterie par consommation d'équipements	27
Figure 3-5: Schéma de passivation avec relais d'ouverture des sections GS et décharge batterie par résistance de purge	28
Figure 3-6: Schéma de passivation avec relais d'ouverture des sections GS et décharge batterie par résistance de purge commutable	28
Figure 3-7: Diamètre minimum détectable en fonction de l'altitude (courbe en pointillés)	39
Figure 4-1– Surface meurtrie ou « Casualty Area »	68
Figure 4-2: Organigramme de décision du choix du type de rentrée	70
Figure 4-3: Organigramme de calcul du risque lors d'une rentrée contrôlée	73
Figure 4-4: Organigramme de calcul du risque lors d'une rentrée naturelle assistée	75
Figure 4-5: Organigramme de choix de méthode de rentrée	82
Figure 7-1: Différentes phases associées au service en orbite	87
Figure 9-1: Durée de vie résiduelle équipements et seuil associé	111
Figure 10-1: Logo STELA	117
Figure 10-2: Logo DEBRISK	119
Figure 10-3: Logo ELECTRA	122
Figure 10-4: Bandeau pour le choix du mode ou de l'outil à utiliser	123
Figure 10-5: Simulations de type Monte Carlo pour le mode RC	124
Figure 10-6: Types de tracés ELECTRA	125

TABLEAUX

Tableau 1: Correspondance entre articles de la RT et chapitres du GBP	18
Tableau 2: Paramètres de l'équation modélisant les capacités de détection des moyens radars/optiques	40
Tableau 3: Définitions et acronymes relatifs au risque lors du retour sur terre.....	71
Tableau 4: surface meurtrie maxi admissible (en m ²) conduisant à un risque de 1E-04, en fonction de l'année de retombée et de l'inclinaison de l'orbite.	72
Tableau 5: Exigences à réévaluer dans le cadre d'une extension de mission	108

1 OBJET

Article 54 : Guide des bonnes pratiques

1. Deux guides des bonnes pratiques, l'un pour les lanceurs et l'autre pour les satellites, sont établis par le Centre national d'études spatiales, en concertation avec la profession dans le cadre d'un groupe de travail représentatif des opérateurs et des industriels concernés afin de caractériser certaines pratiques en vigueur qui permettent de contribuer à démontrer le respect de la présente réglementation technique.

Ces guides reposent sur des pratiques validées par l'expérience acquise dans le développement, l'exploitation et le contrôle des systèmes spatiaux. Ils s'appuient notamment sur des normes, des spécifications techniques à vocation normative ainsi que des standards reconnus par la profession, se rapportant à la sécurité des biens, des personnes, de la santé publique et de l'environnement dans le cadre de la conduite d'opérations spatiales. Le contenu de ces guides respecte les dispositions applicables en matière de la protection de la propriété intellectuelle ainsi que du patrimoine industriel et scientifique.

2. La conformité à tout ou partie des dispositions de la présente réglementation technique est présumée acquise dans le cas où l'opérateur démontre le respect des recommandations afférentes de ces guides.

L'utilisation d'un guide des bonnes pratiques ne saurait présenter un caractère obligatoire ou exclusif.

Ce guide se veut une aide aux opérateurs qui soumettent un dossier de conformité à la Loi Spatiale Française. On y trouve des propositions qui permettent de répondre à l'ensemble des exigences techniques de la Réglementation Technique.

Des outils logiciels permettant de répondre à certains critères demandés par la Réglementation Technique sont décrits et fortement recommandés. Ils sont également utilisés par les contrôleurs du Bureau LOS pour la vérification de la conformité à la Réglementation Technique. Ces outils sont décrits au §10.

Ce document est rédigé par un groupe d'experts du CNES bénéficiant d'une large expérience tant sur le design que sur les opérations des véhicules spatiaux. Le guide a par ailleurs été soumis à un large panel d'opérateurs français et dûment amendé, complété, suite à leurs retours, comme indiqué dans l'[article 54](#) de la Réglementation Technique.

Ce guide peut donc être considéré comme une forme d'état de l'art pour les objets spatiaux se voulant respectueux de l'environnement orbital et terrestre, dans un contexte où le paysage se transforme avec l'apparition du Newspace. Des mises à jour seront faites en cohérence avec l'évolution du contexte orbital et de la Réglementation Technique Française.

Note : les articles de la réglementation technique sont indiqués tout au long de ce guide pour rappel (encadrés grisés tel que ci-dessus). Les versions faisant foi sont celles présentes dans les textes officiels accessibles sur le site de Légifrance.

2 CORRESPONDANCE AVEC LA REGLEMENTATION TECHNIQUE

NT : non traité dans la présente édition

No article	Titre article RT	§ du GBP
Obligations liées à la conduite des opérations		
38-1	Plan de contrôle durant la maîtrise en orbite	3.7.2
38-2	Validation des procédures	3.7.1
39	Capacité de maîtrise de l'objet spatial	3.7.1
39-1	Identification des objets spatiaux	3.6.2
39-2	Gestion des ergols	3.9
39-3	Cybersécurité	6.1
39-4	Cas d'un service en orbite au bénéfice d'un véhicule dont la maîtrise a déjà été autorisée	7
Prévention des fragmentations		
40	1. Libération intentionnelle d'un débris	3.2
40	2. Désintégration accidentelle	3.2.1
40	3. Passivation	3.3
40-1	Destruction intentionnelle	NT
40-2	Dispositif pour le retrait actif de débris	3.2.2
Prévention des collisions		
41	Prévention des risques de collision avec les objets habités	3.6.2
41-1	Capacité anti-collision	3.6.2
41-2	Disponibilité des manœuvres anti-collision	3.6.2
41-3	Probabilité de collision avec un objet spatial	3.5
41-4	Prévention des collisions à la séparation depuis un lanceur ou un déployeur	3.6.2
41-5	Coordination en cas d'alerte collision entre deux opérateurs assurant la maîtrise d'objets spatiaux manœuvrants	3.6.2
41-6	Seuil de déclenchement des manœuvres anti-collision	3.6.2
41-7	Partage de données	3.6.2
Prévention de la saturation des orbites		
41-8	Obligation de retrait de service	3.8
41-9	Durée de vie orbitale maximum avant une rentrée atmosphérique	3.8
41-10	Caractéristiques d'une orbite cimetière entre la région protégée A et la région protégée B	3.8
41-11	Caractéristiques d'une orbite cimetière au-dessus de la région protégée B	3.8
41-12	Fiabilité des opérations de retrait de service	3.10
41-13	Limitation de l'orbite des objets spatiaux non manœuvrants	3.4
41-14	Emissions radioélectriques	6.2
Risques particuliers		
42	Sûreté nucléaire	NT
43	Protection planétaire	NT
Retour sur terre d'un objet spatial		
44	Objectifs quantitatifs pour la sécurité des personnes pour le retour sur Terre d'un objet spatial	4
45	Exigences liées à la rentrée non contrôlée de l'objet spatial prévue en fin de vie	5
46	Prévention des risques induits par la désorbitation et la retombée de l'objet spatial	4.7

	ou de ses fragments lors d'une rentrée contrôlée	
46-1	Rentrée contrôlée sur site	4.9
47	Rentrées non nominales	4.8
Service en orbite		
47-1	Collecte des débris créés	7.1
47-2	Survie et collision	7.1
47-3	Compatibilité de l'objet cible	7.1
47-4	Impact de la mission sur un tiers	7.1
47-5	Volumes et corridors en zone de proximité	7.2
47-6	Critères de GO/NOGO	7.2
47-7	Coordination des centres de contrôle	7.2
47-8	Communication bord-sol	7.2
47-9	Sécurisation des communications service en orbite	7.2
47-10	Contrôle du voisinage	7.2
47-11	Capacité d'évitement en urgence	7.2
47-12	Tests de bon fonctionnement du véhicule de service	7.2
47-13	Prévention effet de jet	7.2
47-14	Qualification des concepts d'approche et d'amarrage	7.3
47-15	Inspection avant amarrage	7.3
47-16	Performances pour la sécurité en phase d'approche	7.3
47-17	Compatibilité électrostatique et électromagnétique lors du contact	7.3
47-18	Contrôle du composite en phase attachée	7.4
47-19	Fiabilité liée à la séparation	7.5
47-20	Intégrité de l'objet cible à la séparation	7.5
47-21	Dynamique de séparation	7.5
Constellations		
48-1	Probabilité de retrait de service des satellites d'une constellation	8.1
48-2	Probabilité de faire une victime au sol pour les méga-constellations	8.2
48-3	Intégration du retour d'expérience	8.1
48-4	Collision intra-constellation après retrait de service	8.1
48-5	Capacité anti-collision pour les méga-constellations	8.2
48-6	Essais système vitaux avant de rejoindre l'orbite opérationnelle pour les méga-constellations	8.2
48-7	Durée maximale de retrait de service pour les satellites d'une méga-constellation	8.2
48-8	Séparation des plans intra-constellation	8.1
48-9	Séparation entre mégaconstellations	8.2
48-10	Limitation des perturbations optiques des satellites d'une méga-constellation	8.2
Extension de mission		
49-1	Conditions d'extension de mission	9

Tableau 1: Correspondance entre articles de la RT et chapitres du GBP

3 LIMITER LA GENERATION DE DEBRIS EN ORBITE

3.1 INTRODUCTION

Le besoin de prévention de la génération de débris en orbite s'applique à la fois à la phase opérationnelle de la mission, mais également après la fin de la mission.

Pendant la durée de vie opérationnelle d'un satellite ce besoin peut être garanti par :

- des règles de conception qui minimisent les risques de fragmentation/explosion en orbite,
- la mise en place de tests de bonne santé de la plateforme avant de rejoindre l'orbite opérationnelle,
- la mise en place de surveillances bord et sol des sous-systèmes et plus généralement de la santé de la plateforme,
- la mise en œuvre de manœuvres d'évitement afin de réduire le risque d'une collision accidentelle avec les objets orbitaux catalogués,
- un choix judicieux de l'orbite mission.

Ces mesures répondent d'une part à l'exigence de non génération de débris par fragmentation spontanée avec une probabilité de 1×10^{-3} sur la durée opérationnelle de la mission, d'autre part à l'exigence de non génération de débris par collision avec les objets orbitaux durant toute la durée de vie orbitale du satellite.

Après la mission opérationnelle d'un satellite, la prévention de la génération de débris est quant à elle garantie par :

- le choix de l'orbite de retrait de service (en particulier en limitant la durée résiduelle en orbite du satellite pour les objets opérant en LEO, ou en libérant la zone GEO en fin de vie),
- la passivation de l'objet à la fin de sa vie opérationnelle pour diminuer les risques de fragmentation après la mission opérationnelle.

Une procédure de passivation doit être élaborée avant la fin de la phase de conception et éventuellement mise à jour avant le retrait de service, pour tenir compte de toute défaillance survenue au cours de la mission et affectant la capacité de passivation du véhicule.

3.2 BIEN CONCEVOIR LE SATELLITE

Article 40 : Protection de l'environnement spatial

1. Libération intentionnelle d'un débris

Les systèmes spatiaux mis en œuvre par l'opérateur doivent être conçus, produits et mis en œuvre de façon à ne pas générer de débris au cours de l'opération lorsque celle-ci se déroule de façon nominale.

La disposition ci-dessus n'est pas applicable :

- *aux systèmes pyrotechniques. Ceux-ci ne doivent toutefois pas générer des produits de taille supérieure ou égale à 1 mm dans leur plus grande dimension ;*
- *aux propulseurs à propergols solides ou hybrides. Ceux-ci ne doivent toutefois pas générer de débris de combustion de taille supérieure ou égale à 1 mm dans les régions protégées A et B.*

Toutefois la libération en orbite d'un unique module de service additionnel est admise. Ce module, en tant qu'objet spatial, doit respecter l'ensemble des dispositions de la troisième partie du présent arrêté.

Cette exigence, qui vise à prévenir la génération de débris provenant des objets spatiaux, est aujourd'hui reconnue internationalement et reprise dans de nombreuses réglementations et normes.

Toute génération de débris, aussi petit soit-il, représente en effet un potentiel risque futur pour d'autres objets opérationnels, voire avec le satellite lui-même.

Il convient donc d'éviter toute libération volontaire d'éléments tels que : attaches de câbles électriques, dispositifs retenant le déploiement des panneaux solaires ou des antennes, boucliers thermiques du moteur d'apogée, obturateurs de tuyère des propulseurs à ergols solides, protections d'instruments d'observation, boulons explosifs, ressorts, sangles, systèmes "yo-yo", etc.

Si la génération de ces éléments ne peut être évitée, il faudra alors les retenir pour ne pas qu'ils soient relâchés dans l'espace extra-atmosphérique.

Des exceptions sont toutefois formulées concernant les systèmes pyrotechniques et les propulseurs à poudre. Il conviendra, dans ce cas, d'identifier les éléments ainsi générés et relâchés (nombre, taille, évolution de l'orbite, durée de présence dans l'espace extra-atmosphérique, etc.) et de s'assurer que leurs dimensions restent inférieures à 1mm.

La libération d'un module de service additionnel est également autorisée. Celui-ci deviendra cependant un objet à part entière pour lequel l'opérateur devra démontrer la conformité à la réglementation technique.

Par module de service additionnel, nous entendons un module apportant un bénéfice à l'objet spatial, pouvant être, par exemple, un module de propulsion.

3.2.1 Dimensionnement et aménagement des systèmes à risque

Article 40 : Protection de l'environnement spatial

2. Désintégration accidentelle

La probabilité d'occurrence d'une désintégration accidentelle de tout objet spatial doit être inférieure à 10⁻³ jusqu'à la fin des opérations de retrait de service de cet objet spatial.

L'opérateur identifie toutes les sources d'énergie disponibles dans le satellite et les éléments dangereux correspondants pouvant conduire à une désintégration accidentelle partielle ou complète du satellite. Il présente les règles de conception et les marges de dimensionnement pour ces éléments à risque.

Pour chacun de ces éléments dangereux, il établit la liste des modes de défaillance et leur probabilité d'occurrence conduisant à la production de débris. Seuls les cas de panne destructifs des éléments non redondés seront considérés. Typiquement, les éléments présentant une sûreté intégrée de type Fail-Safe seront considérés comme sûrs. Une matrice de cotation des risques « gravité vs probabilité d'occurrence » peut être ajoutée à l'analyse afin d'affiner les informations fournies.

La probabilité d'occurrence d'un mode de défaillance est calculée sur la durée de vie opérationnelle du satellite depuis l'injection par le lanceur jusqu'à la phase de retrait de service. Cf. §3.10 pour la méthodologie du calcul de fiabilité.

La combinaison des probabilités de chaque mode de défaillance permet de démontrer la conformité à l'exigence.

Les technologies LBB (Leak Before Burst), l'implémentation de dispositifs type soupape, de protections électriques des surcharges batterie, permettent de réduire le risque de génération de débris.

Si possible, ces systèmes à risque doivent être situés dans des zones à faible flux de débris / micrométéorites. Des informations sur les flux d'impacts sur différentes faces des satellites (impacts sur surfaces externes et impacts internes traversant la structure primaire) et des moyens de protection sont présentés dans le document **IADC-04-03** « Protection Manual ». Des informations sur les vulnérabilités des composants spatiaux sont présentées dans le document **IADC-13-11** « Spacecraft Component Vulnerability for Space Debris Impact ». www.iadc-home.org

Au-delà des systèmes à risque, le processus de vérification de la résistance des équipements satellite aux impacts de débris et micrométéorites défini dans **ISO 16126** (« Space Systems — Assessment of survivability of unmanned spacecraft against space debris and meteoroid impacts to ensure successful postmission disposal ») peut être utilisé pour toute fonction jugée critique, au-delà de l'aspect fin de mission. Le document **IADC-04-03** « Protection Manual » contient des exemples de types de protections possibles. D'une manière générale, un espace entre un ou plusieurs murs sacrificiels et l'objet à protéger permet une bonne protection à faible masse.

Cas spécifique des batteries embarquées

Pour justifier un faible risque de désintégration accidentelle des batteries embarqués sur un objet spatial, on pourra par exemple :

- Détailler les différentes protections implémentées au niveau cellules (PTC, CID, HRL, etc...)
- Mentionner des certifications obtenues sur les modèles de vol (type **UN 38.3** pour le transport de batteries, **IEC 62133-2:2017** concernant les aspects safety, etc...)
- Identifier les domaines de charge/décharge batteries et leur compatibilité vis-à-vis de l'environnement thermique attendue en vol (en prenant en compte les recommandations constructeur)
- Fournir des rapports de tests abusifs sur les packs batteries (dont essais de surcharge, court-circuit, surchauffe afin de voir à quelle température se produit l'emballement thermique et quelles sont les conséquences)

Résistance long terme des matériaux (dégradation peinture, MLI...)

Les exigences en résistance des matériaux pendant la mission sont définies par des standards (par exemple **ECSS-E-ST-32-08** « Space engineering / Materials » et **ECSS-Q-ST-70** « Space product assurance / Materials, mechanical parts and processes » Cf. www.ecss.nl). Il est recommandé d'étendre la durée de vérification à la durée de présence en orbite ou 100 ans s'il n'est pas prévu de réentrée à l'issue de la mission opérationnelle.

3.2.2 Poignées et système de stabilisation pour éviter la rotation et favoriser l'ADR

Article 40-2 : Dispositifs pour le retrait actif de débris

Tout objet spatial doit être conçu, produit et mis en œuvre de façon à faciliter, après son retrait de service, une éventuelle saisie ou capture par un véhicule de service de type RAD (Retrait Actif de Débris).

En l'absence de standards internationaux, l'utilisation d'appendices déjà existants sur le véhicule est possible, dès lors qu'on démontre que les couples et forces en présence sont compatibles du dimensionnement des dits appendices.

De même, pour les petit satellites type cubesat ne pouvant pas embarquer de dispositifs spécifiques et ne disposant pas d'appendices pouvant servir à cet objectif, la structure du cubesat peut être considérée suffisante pour remplacer ces dispositifs et faciliter une potentielle future capture.

Les dispositifs pour faciliter une capture peuvent être :

- Des interfaces de capture mécanique, type poignée ou plaque d'amarrage, afin de permettre la capture du satellite par un véhicule de service et le transfert des charges mécaniques entre ces deux objets,
- Des équipements permettant de stabiliser l'attitude du satellite (type detumbler) et de rendre ainsi son approche plus aisée par un véhicule de service,
- Des aides à la navigation relative (type coin de cube, mire, ...) pour minimiser le risque de collision lors des opérations dans la zone de proximité.

3.3 PASSIVER LES RESERVES D'ENERGIE

Article 40 : Protection de l'environnement spatial

3. Passivation

Tout objet spatial doit être conçu, produit et mis en œuvre de façon à ce que, à l'issue de la phase de retrait de service :

- *toutes les réserves d'énergie à bord soient épuisées de façon permanente ou placées dans un état tel qu'elles ne présentent pas de risque de générer des débris ;*
- *tous les moyens de production d'énergie à bord soient désactivés de façon permanente, ou l'ensemble des équipements directement alimentés par ces moyens de production d'énergie soient placés dans un état tel qu'ils ne présentent pas de risque de générer des débris ;*
- *toutes les capacités d'émission radioélectrique de la plateforme et de la charge utile doivent être interrompues de façon permanente.*

Les dispositions du 3 du présent article ne sont pas applicables aux rentrées contrôlées.

Préambule : On entend par « de façon permanente » :

- État stable à long terme (tolérance à la panne), en privilégiant une solution qui présente la meilleure stabilité, dans l'environnement rencontré (thermique, radiations) hors collision,
- Avec constat de l'enclenchement du processus (activation des systèmes de vidange) ou atteinte des seuils ou états visés.

La passivation d'un objet est une mesure efficace pour réduire significativement le risque d'une explosion accidentelle générant des débris spatiaux après la fin de vie de l'objet.

De même, un objet impacté par un débris ou une micro-météorite présente moins de risque de générer une désintégration accidentelle de l'objet, et donc une grande quantité de débris, s'il est passivé que s'il ne l'est pas.

Il est fortement recommandé de passiver un système ou équipement dès le moment où il n'est plus nécessaire à la suite des opérations.

À l'heure actuelle, il n'est pas requis de capacité de passiver l'objet spatial lorsque l'opération prévoit une rentrée contrôlée en fin de vie. Il est cependant fortement recommandé d'introduire des systèmes permettant la passivation pour mise en œuvre dans le cas où la rentrée contrôlée ne serait plus réalisable suite à une anomalie plateforme.

Note : ces systèmes ne seraient cependant pas à prendre en compte pour le calcul de la fiabilité du retrait de service car non demandé au titre de l'[article 40.3](#).

Un niveau de passivation suffisant est atteint lorsque l'énergie résiduelle n'est pas en quantité suffisante pour causer une potentielle fragmentation spontanée, et ce quelle que soit l'évolution à long terme de l'état des systèmes passivés (mise en sécurité tenant compte des effets potentiels de dégradation mécanique, électrique et / ou chimique sur la durée et à long terme des constituants des systèmes passivés).

Les niveaux attendus sont spécifiés dans la suite de ce chapitre.

Les sources d'énergie à considérer sont celles de la plateforme et de la charge utile, et peuvent être des batteries, des récipients à haute pression, des dispositifs autodestructeurs, des volants d'inertie, des roues à impulsion, ...

La conception des sources d'énergie embarquées stockées doit tenir compte des influences suivantes :

- Les extrêmes environnementaux attendus pendant la durée de vie opérationnelle et après passivation, mais hors phase de rentrée,
- La dégradation mécanique pendant la mission et suite à la passivation,
- La décomposition chimique,
- L'effet des modes de défaillance potentiels de satellite pendant la mission, et leurs conséquences sur la capacité à passiver le satellite.

Avant la phase de retrait de service, les procédures de passivation doivent être éventuellement mises à jour pour tenir compte de toute défaillance survenue au cours de la mission et affectant la capacité de passivation du satellite.

Les effets d'une action de passivation du système de propulsion sur l'orbite finale du véhicule doivent être pris en considération et décrits dans le dossier de demande.

Aucune opération générant des débris spatiaux de taille supérieure à 1 mm ne doit être effectuée pendant le processus de passivation, à l'exception du rejet d'ergol gelé, conformément à l'[article 40.1](#) mentionné au §3.2.

3.3.1 Passivation électrique

Les dangers inhérents au sous-système électrique à l'issue du retrait de service sont :

- Une **augmentation de la température** supérieure à 100°C qui peut provoquer des réactions chimiques parasites au sein de la batterie entraînant ainsi un emballement thermique. Cette réaction a pour conséquences une forte augmentation de la température et la génération de gaz à l'intérieur des éléments. La rapidité de ce phénomène peut entraîner l'explosion de l'enveloppe des accumulateurs de la batterie,
- Une **surcharge des accumulateurs** constituant la batterie qui peut conduire à une augmentation de la pression au sein des éléments puis à une déflagration,
- Un **court-circuit électrique** interne à un équipement conduisant à une surchauffe, un dégagement de gaz voire une explosion (condensateurs chimiques par exemple).

La passivation électrique doit conduire :

1. À **isoler les sources d'énergie** (le générateur solaire) du reste des consommateurs du satellite,
2. Et à **décharger sa batterie**.

3.3.1.1 ISOLATION DES SOURCES D'ENERGIE

Deux possibilités d'isolation des sources d'énergie sont proposées :

- 1- Le schéma de passivation se basera sur un dispositif en coupure de type **relais d'ouverture des sections GS** conduisant à un courant nul provenant des panneaux solaires. L'absence totale de courant répond parfaitement à l'exigence de la LOS, même si une tension résiduelle pourra être présente sur les sections GS (100V de tension à vide pour un bus 30V dans le cas d'une illumination frontale permanente), mais en circuit ouvert (donc à courant nul) et à un potentiel référencé à la structure via les résistances évitant les potentiels flottants.

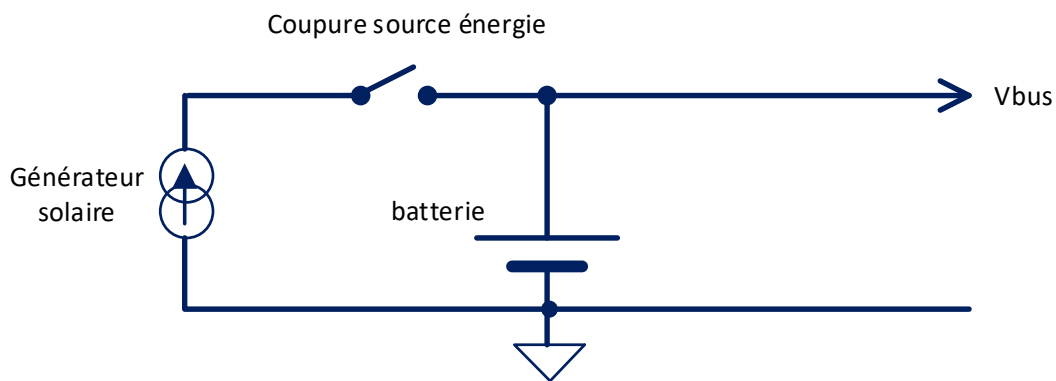


Figure 3-1: Schéma de passivation avec relais d'ouverture des sections GS

- 2- Le schéma de passivation se basera sur le **court-circuit des sections GS par des relais**. Un courant pourra circuler dans chaque section GS, mais les contacts des connecteurs et des palettes des relais de mise en court-circuit étant de très faible résistance, les dissipations thermiques seront insignifiantes et ne conduiront pas à des risques de dégradation. Les diodes de blocage empêchent la mise en court-circuit de la batterie qui ne sera pas encore vidée à ce stade de la passivation électrique. Cette solution devra être couverte par une qualification du concept.

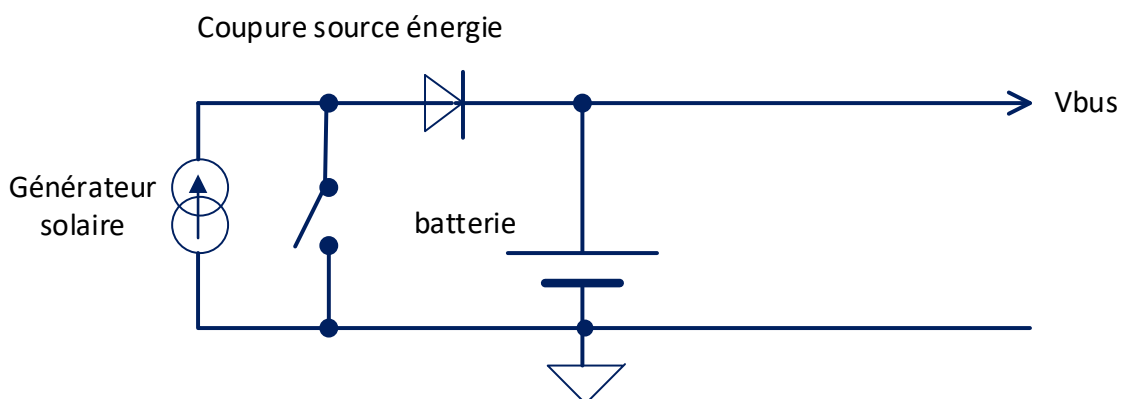


Figure 3-2: Schéma de passivation avec relais de court-circuit des sections GS

Dans le cas d'une difficulté ou d'impossibilité concrète à réaliser un de ces deux dispositifs, donc dans le cas

d'un scénario de **fin de vie sans déconnexion ou mise en court-circuit des sections GS**, il faudra présenter un dossier justificatif des risques en cas de dommages aggravés subis par la batterie (surchauffe à l'interface, surcharge, emballement thermique...) démontrant, sur la base de campagnes de tests, l'absence de risque de déflagration spontanée de la batterie.

En cas de déflagration avérée et incontournable de la batterie (sur un échec de qualification ou de démonstration), une proposition de « sarcophage » de confinement devra être implémentée et testée. Ce sarcophage devra contenir la déflagration et évacuer les gaz vers l'extérieur du satellite afin d'éviter toute rupture structurelle et émission de débris.

C'est la solution la plus simple, qui peut être appropriée pour les nanosatellites du fait de la taille extrêmement réduite de leur batterie (quelques cellules tout au plus).

Une 3^{ème} solution alternative, mais non recommandée du fait de ses risques résiduels, consiste à déconnecter la batterie du reste du sous-système électrique, **sans déconnexion du générateur solaire**, après l'avoir vidée au maximum, supprimant ainsi totalement le risque d'explosion de la batterie ; en effet, comme le générateur solaire est susceptible de continuer à produire de l'énergie et d'alimenter les équipements électriques qui restent connectés en permanence au bus d'alimentation (calculateur central, récepteurs TC, module de gestion de puissance), il subsiste un risque de dégradation électrique des composants sous tension dans ces équipements, même si la production éventuelle de débris devrait rester confinée à l'intérieur du boîtier de l'équipement. Cette solution n'est pas recommandée car on ne maîtrise pas le comportement de la tension d'alimentation sur le long terme, donc le comportement des équipements qui y resteront connectés. **Toutefois dans le cas d'une architecture pour laquelle la mise en place d'un système d'ouverture ou de mise en court-circuit des lignes de section GS serait rédhibitoire en raison de la forte puissance du GS, un dossier justificatif devra être soumis précisant :**

- Le système de coupure et de purge à moins de 1% du SoC des batteries,
- Le schéma de déconnexion des équipements électriques,
- Le risque résiduel de dégradation et de propagation de panne pour les équipements électriques non interruptibles, notamment le module de conditionnement et de distribution de l'énergie.

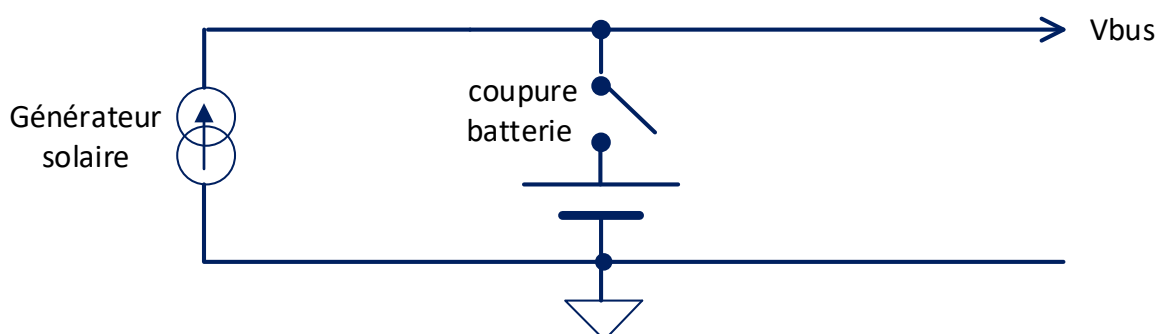


Figure 3-3: Schéma de passivation avec relais de déconnexion batterie (solution non recommandée)

3.3.1.2 DECHARGE DE LA BATTERIE

Une fois le dispositif de coupure de la source d'énergie opéré, on s'assurera de l'épuisement total (à savoir

avec un état de charge, inférieur à 1%) de la batterie par la consommation permanente et ininterrompue d'équipements sur le bus d'alimentation.

Les équipements sont dotés de convertisseurs qui se coupent automatiquement en cas de passage sous un seuil de tension donné.

Sur une architecture électrique avec une batterie Lithium de 8 éléments en série, la tension maximale est de 33.6V et les seuils de coupure des convertisseurs sont en général définis entre 18 et 21V.

Une cellule individuelle de batterie au lithium dont la tension à vide est inférieure à 2.5V ne dispose plus que d'un SoC inférieur à 1%, qui est la limite demandée pour pouvoir prononcer l'accomplissement des opérations de passivation électrique de la batterie.

Sur une batterie de 8 éléments, son SoC de moins de 1% sera assurée quand la tension sera inférieure à $8 \times 2.5 = 20V$.

Donc logiquement, avec des convertisseurs se coupant entre 18 et 21V, la batterie correspondante sera bien épuisée à moins de 1%.

Il est recommandé que le seuil de coupure des derniers convertisseurs actifs lors de la passivation électrique soit réglé à $N \times (2.4V \pm 150mV)$, N étant le nombre de cellules Lithium en série dans la batterie. Ce seuil sera adapté à la technologie d'accumulateurs utilisée.

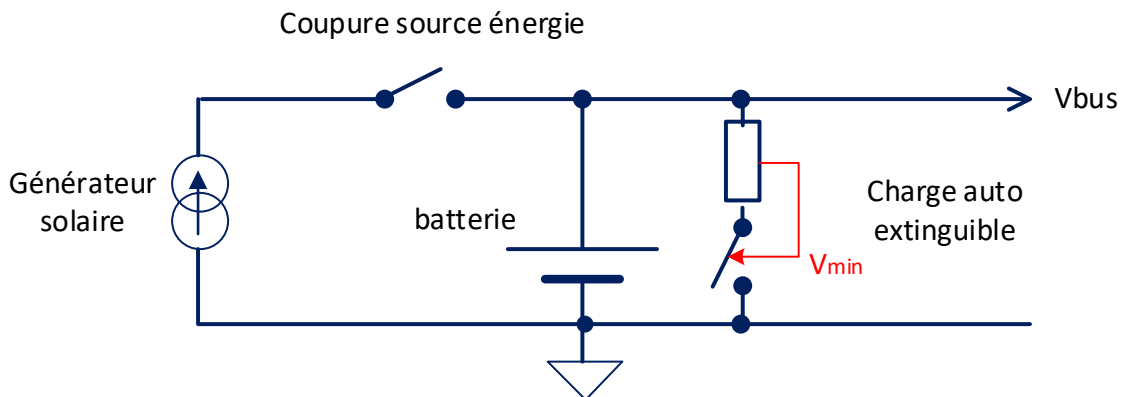


Figure 3-4: Schéma de passivation avec relais d'ouverture des sections GS et décharge batterie par consommation d'équipements

Dans le cas où les derniers convertisseurs s'éteindraient à une tension bien supérieure à ce seuil, il faudra prévoir une résistance de purge, dont la valeur sera définie sans contrainte de durée si ce n'est que l'état de charge de la batterie passe en dessous de 1% dans un délai de 3 mois. La résistance peut être connectée en permanence dès le début (par un strap de configuration sur pas de tir par exemple), la constante de temps d'épuisement de la batterie étant dimensionnée pour les cas de report de tir sans possibilité de recharger la batterie.

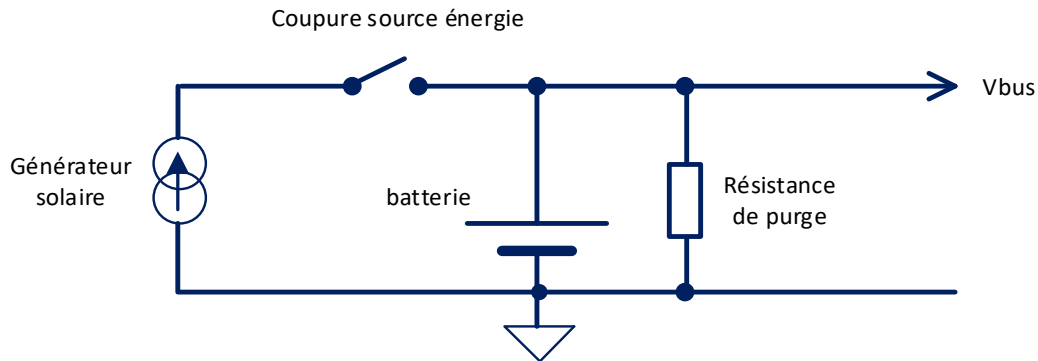


Figure 3-5: Schéma de passivation avec relais d'ouverture des sections GS et décharge batterie par résistance de purge

Exemple :

- batterie de 20Ah sous 8V,
- résistance de 1 kilohms,
- le courant de purge sera égal à 8mA, la résistance dissipera 64mW toute la vie et fin de vie du satellite,
- la batterie pleine s'épuisera totalement au bout de $20\text{Ah}/8\text{mA} = 2500$ heures soit 100 jours.
- en mode attente sur pas de tir, la DoD maxi de 10% sera atteinte en 240 heures, soit 10 jours.

La résistance de purge peut aussi être commutée sur la batterie par le basculement d'un relais pour éviter un épuisement de la batterie lors d'un très long stockage au sol en configuration vol.

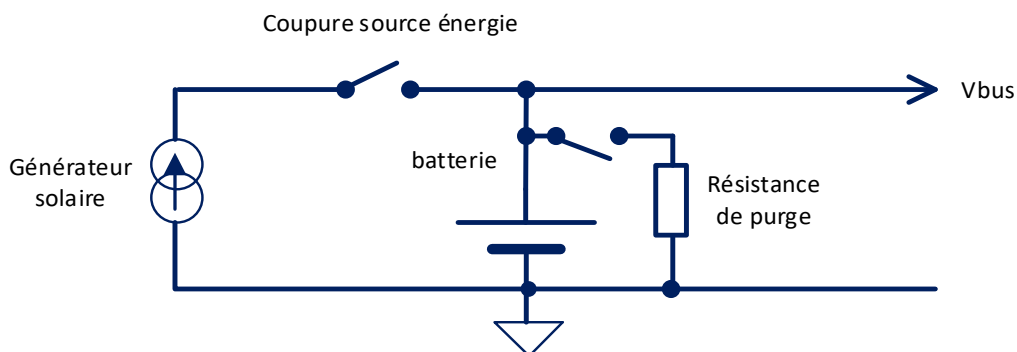


Figure 3-6: Schéma de passivation avec relais d'ouverture des sections GS et décharge batterie par résistance de purge commutable

Mise en œuvre de la passivation électrique :

Il faudra que des schémas de passivation électrique soient établis et spécifiés dans le design du satellite.

En complément de la capacité, pendant toute la durée de l'opération, d'effectuer les opérations de retrait de service ([article 39](#)), un automatisme bord de passivation peut s'avérer nécessaire pour atteindre l'objectif de fiabilité demandé par la réglementation technique, notamment si la séquence de passivation s'exerce sur

une architecture faiblement redondée.

Dans ce cas, un schéma de passivation électrique autonome bord devra être établi pour que la gestion bord du satellite déclenche cette passivation électrique (déconnexion électrique du générateur solaire, coupure de tous les équipements extinguisibles). Cet automatisme peut par exemple être basé sur une absence de TC reçue du sol depuis plusieurs jours/semaines, avec l'implémentation d'un 'watch dog'.

On prévoira également la possibilité d'embrayer/débrayer ce dispositif si les chiffres de fiabilité sont élevés en début de vie et si des redondances ou ressources essentielles ne sont pas dégradées ou perdues.

Séquence-type de mise en œuvre de la passivation électrique :

1. Coupure des équipements non utiles aux opérations fin de vie. A noter que certains équipements peuvent au contraire être activés / forcés (exemple réchauffeurs) afin d'accélérer la décharge ultérieure de la batterie.
2. Ouverture ou mise en court-circuit des sections du générateur solaire pour l'isoler du bus de puissance et empêcher toute recharge batterie.
3. Connexion de la résistance de fuite (si pas déjà connectée au sol) pour accélérer la décharge de la batterie, dans le cas où les convertisseurs encore actifs ne s'éteindraient qu'à un niveau supérieur à 1% du SoC résiduel.
4. Surveillance de la phase de décharge batterie jusqu'à coupure automatique de l'émetteur et/ou du calculateur (sur déclenchement du seuil UVD de leurs convertisseurs), et par conséquent la perte définitive de visibilité.

3.3.2 Passivation des systèmes de propulsion

Ce paragraphe s'applique à l'énergie fluide (ergols, gaz) stockée dans des réservoirs et circuits.

Après utilisation des ergols et/ou gaz prévus pour atteindre l'orbite de Fin de Vie, la Réglementation Technique exige de poursuivre leur épuisement / dépressurisation pour aboutir à une vidange quasi complète ou isolation telle que définie ci-après.

On distingue les situations suivantes :

- Ergols liquides pour la propulsion chimique * :
 - Ergols en contact direct avec leur gaz inerte de pressurisation (réservoir sans membrane),
 - Ergols séparés de leur gaz inerte de pressurisation (réservoir à membrane),
- Fluides gazeux, bi-phasique (gaz/liquide) et supercritique, pour la pressurisation, les propulsions gaz froid et électrique,
- Ergols stockés sous forme solide,

* le cas d'une propulsion chimique avec des ergols diphasiques est couvert par le 2^{ème} bullet.

Le risque d'explosion d'un réservoir perforé par un débris peut augmenter avec la pression interne résiduelle, mais la quantification reste encore du domaine de la recherche. Il est donc nécessaire de minimiser autant que possible la pression interne résiduelle ainsi que la quantité d'ergol restant dans le système (énergie chimique et énergie mécanique potentielle par vaporisation si la température augmente).

La stratégie de l'épuisement des réserves d'énergie doit être définie. À cette fin, l'opérateur doit :

- Fournir la description détaillée de l'architecture du système de propulsion et, si présent, du système de passivation, avec les éléments de dimensionnement nécessaire à la compréhension de la stratégie de passivation, tel que les éléments restricteurs de débit (tube capillaire, orifice sonique, filtre fritté, ...), les vannes de mise à vide du circuit (pyrovanne, microperforateur, ...), si besoin, les équipements de vidange en zéro force (Gas opposite Drain), etc...
- Fournir la séquence détaillée conduisant à la vidange des ergols et la dépressurisation des gaz.

La capacité à atteindre les seuils visés doit être justifiée (par exemple au travers d'essais de perte de charge sur les tuyères utilisées, de temps d'ouverture suffisant, de delta-qualification des équipements utilisés pour la passivation, etc.).

3.3.2.1 DEPRESSURISATION ET VIDANGE DES RESIDUELS D'ERGOLS CHIMIQUES LIQUIDES

Les réservoirs d'ergol peuvent être mis au vide par un système de passivation qualifié pour cette utilisation, **sauf** dans les cas suivants :

- Système Biliquide, réservoir sans membrane et passivation des deux ergols à l'intérieur de la plateforme ou d'une manière permettant le potentiel mélange des deux ergols dans un espace restreint
- Ergols composés de sels explosifs dilués dans un solvant (ex. LMP103-S ou AF-M315E)

Ergols chimiques en contact direct avec leur gaz de pressurisation (i.e. réservoir sans membrane)

Les ergols chimiques doivent être épuisés et la pression réduite autant que possible. Cela peut être réalisé, par exemple, à travers les tuyères évacuant les ergols, un mélange diphasique gaz-ergol liquide puis du gaz (ergols sous forme gazeuse et gaz de pressurisation).

La quantité d'ergol restante doit être abaissée au minimum. Les pressions à atteindre dans le réservoir dépendent du comportement des fluides. Elles doivent être inférieures à :

- NTO: 1 bar absolu à 10°C
- MMH : 0,15 bar absolu à 10°C
- Hydrazine : 0,5 bar absolu à 20°C

La pression en fin de vie pire cas, c'est-à-dire où l'ergol impuisable est potentiellement décomposé en gaz et où la température est de 200 °C, doit également être très inférieure à la pression d'éclatement du sous-

système (réservoirs, tuyauterie, vannes, etc...). Ceci peut être démontré par un calcul avec un outil d'équilibre chimique type CEA (Chemical Equilibrium Applications, développé par NASA et qui peut être mise à disposition) ou par la formule suivante :

$$P_{res}^{finale} [bar] = \frac{8.314 \cdot (273.15 + 200)}{100} \times \frac{R_{decomp} \times \frac{m_{erg}^{finale}}{M_{erg}^{mol}} + \frac{m_{pressu}^{finale}}{M_{pressu}^{mol}}}{V_{res}} < P_{propu}^{eclatement} \quad (1)$$

Avec :

m_{erg}^{finale} : la masse d'ergol impuisable [g]

M_{erg}^{mol} : la masse molaire de l'ergol [g/mol]

m_{pressu}^{finale} : la masse finale de gaz de pressurisation [g]

M_{pressu}^{mol} : la masse molaire du gaz de pressurisation [g/mol]

V_{res} : le volume du réservoir [L]

R_{decomp} : le ratio de décomposition molaire @200°C, c'est-à-dire le nombre de moles de gaz après décomposition d'une mole d'ergol. Avec :

- Pour l'hydrazine : ratio de décomposition = 2,00
- Pour le MMH : ratio de décomposition = 4,00
- Pour le NTO : ratio de décomposition = 3,00

$P_{propu}^{eclatement}$: la pression d'éclatement du sous-système propulsif entier (réservoir, tuyauterie, vannes, etc.)

Pour les ergols composés de sels explosifs dilués dans un solvant (ex. LMP103-S ou AF-M315E), la pression et la quantité d'ergol restante doit être abaissée au minimum en utilisant les tuyères, mais sans une mise au vide. De plus, la pression en fin de vie pire cas, c'est-à-dire où l'ergol impuisable est potentiellement décomposé en gaz et où la température est de 200 °C, doit être très inférieure à la pression d'éclatement du sous-système (réservoirs, tuyauterie, vannes, etc...). Ceci peut être démontré par un calcul avec un outil d'équilibre chimique type CEA, (Chemical Equilibrium Applications, développé par NASA et qui peut être mise à disposition) ou par la [formule précédente \(1\)](#), en ajustant le ratio de décomposition R_{decomp} (égal à 5 pour le LMP103-S).

Ergols chimiques séparés de leur gaz de pressurisation (i.e. réservoir à membrane)

L'ergol chimique situé sous la membrane doit être épuisé au maximum, seuls les impuisables peuvent rester présent dans le réservoir et la tuyauterie. Cela peut être réalisé, par exemple, à travers les tuyères évacuant l'ergol.

D'autre part, la pression en fin de vie pire cas, c'est-à-dire où l'ergol impuisable est potentiellement décomposé en gaz et où la température est de 200 °C, doit être très inférieure à la pression d'éclatement du

sous-système (réservoir, la tuyauterie, vannes, etc...). Ceci peut être démontré par un calcul avec un outil d'équilibre chimique (type CEA) ou par l'utilisation de la [formule précédente \(1\)](#), en ajustant le ratio de décomposition R_{decomp} (Cf. valeurs ci-dessus pour Hydrazine, Mon, MMH et LMP103-S).

Si cette condition n'est pas atteinte en fin de vidange du système et s'il ne s'agit pas d'un ergol dont le résidu solide à 0 bar est explosif, un système de dépressurisation doit être installé côté gaz de pressurisation.

3.3.2.2 VIDANGE DES RESIDUELS GAZEUX, BIPHASIQUE ET SUPERCRITIQUE

Les fluides doivent être épuisés au maximum, cela peut être réalisé au travers des propulseurs quand cela est possible ou par un système dédié et qualifié pour cela. La pression réservoir à atteindre à 10°C doit être inférieure à 0.5 bar absolu.

3.3.2.3 ERGOLS STOCKES SOUS FORME SOLIDE

Il s'agit par exemple des ergols utilisés pour les propulseurs du type FEED comme l'Indium ou le Césium, ou encore d'autres corps comme l'iode envisagé pour la propulsion électrique ou gaz froid. L'opérateur devra démontrer qu'une augmentation de la température à 200°C de la masse du résiduel, ne doit pas compromettre l'intégrité structurelle du système de propulsion. Dans le cas où l'ergol se vaporise ou se décompose en composants gazeux, la pression doit rester inférieure à la pression d'éclatement du système.

3.3.2.4 PREVENTION DES « EFFETS DE BORD »

L'objet de ce paragraphe est de définir une liste non exhaustive des 'effets de bord' que pourrait générer l'introduction d'un système de passivation spécifique et dont l'opérateur doit démontrer qu'ils ont été parfaitement maîtrisés.

Le système de passivation et sa mise en œuvre ne doivent pas :

- Présenter de risque de générer des débris,
- Empêcher la réalisation de l'ensemble des opérations de retrait de service.

En particulier, avec les pressions de début de vie et si la dépressurisation est effectuée à l'intérieur de la plateforme, celle-ci ne doit pas :

- Impacter la tenue mécanique de la plateforme, de ces équipements et de ces protections (ex. MLI),
- Créer de claquage diélectrique au voisinage des équipements présentant un champ électrique important.

Avec les pressions en début de vie et si la dépressurisation est effectuée à l'extérieur de la plateforme, celle-ci ne doit pas :

- Générer des efforts centrifuges qui pourraient impacter la tenue mécanique de la plateforme et spécifiquement de ces appendices (panneaux solaires, etc...),
- Générer un DeltaV changeant significativement l'orbite de manière non maîtrisée.

La fiabilité des systèmes démontrée est prise en compte dans l'évaluation de la probabilité de pouvoir réaliser avec succès les manœuvres de retrait de service (voir paragraphe 3.10).

La stratégie de passivation fluide doit prendre en compte les fluides présents dans les tuyauteries et être cohérente avec la passivation électrique.

3.4 CHOISIR L'ORBITE OPERATIONNELLE

Article 41-13 : Limitation de l'orbite des objets spatiaux non manœuvrant

Les systèmes non équipés d'élément propulsif permettant de modifier l'orbite doivent être conçus, produits et mis en œuvre pour des orbites dont l'apogée est inférieure à 600 Km.

L'environnement spatial est tel que les orbites les plus peuplées par des débris spatiaux sont comprises entre 600 et 1000km d'altitude, ce qui explique le besoin identifié de systèmes permettant de gérer des risques anticollision au-dessus de 600km d'altitude.

Par « élément propulsif permettant de modifier l'orbite », on entend capacité de l'objet à mettre en œuvre de manière efficace et en un temps suffisamment court (typiquement moins de 24h) des manœuvres d'évitement de collision, et éventuellement de mise et de maintien à poste, ainsi que de désorbitation.

La performance du système propulsif embarqué devra être justifiée, en démontrant que celui-ci est capable de traiter les cas mentionnés ci-dessus.

Une voile de traînée qui ne permettrait pas de gérer une alerte collision ne pourra pas être considérée comme un dispositif propulsif. De fait, cet article n'est pas en redondance avec les exigences sur les durées de rentrée.

3.5 ESTIMER LA PROBABILITE D'UNE COLLISION EN ORBITE

Article 41-3 : Probabilité de collision avec un objet spatial

La probabilité d'occurrence, calculée avant lancement, pour toute la durée de vie de l'opération spatiale, d'une collision accidentelle avec un objet spatial de taille supérieure à 1 cm doit être évaluée et minimisée. Additionnellement, cette estimation doit inclure la phase de retour sur Terre pour un objet spatial opérant en zone A.

Pour répondre à cette exigence, plusieurs aspects doivent être abordés. Il faut tout d'abord modéliser la population spatiale et son évolution, puis estimer les risques de collision entre le satellite et les autres objets au cours des différentes phases de l'opération spatiale (et de la phase de retour sur terre pour les objets opérant en zone A), tout en prenant en compte d'éventuelles capacités d'évitement.

La stratégie recommandée par le bureau LOS consiste à s'appuyer sur le logiciel MASTER (voir paragraphe 10.4) proposé par l'ESA pour estimer le flux d'objets impactant l'orbite cible au cours des différentes phases, et de se baser sur ces flux pour estimer une probabilité de collision pour l'ensemble de la mission.

3.5.1 Méthodologie

Cette section présente la méthodologie recommandée pour l'estimation de la probabilité de collision sur l'ensemble de la vie orbitale d'un objet spatial (en y excluant la phase suivant les opérations de retrait de service pour les objets n'opérant pas en zone A).

La section §3.5.1.1 décrit tout d'abord la façon dont la probabilité de collision est calculée pour une phase orbitale donnée.

La section §3.5.1.3 détaille ensuite la manière dont sont modélisées les manœuvres d'évitement et leur effet sur la probabilité de collision, puis la section §3.5.1.4 indique comment les probabilités de collision obtenues pour les différentes phases orbitales sont cumulées pour obtenir la probabilité de collision globale.

La section §3.5.1.5 présente alors la façon dont les capacités de détection des systèmes de surveillance de l'espace sont modélisées pour déterminer si un objet de la population est détectable ou non.

Enfin, la section §3.5.1.6 aborde quelques spécificités liées à la phase débutant par les opérations de retrait de service (et se terminant pour les objets opérant en zone A par une rentrée atmosphérique).

3.5.1.1 PARAMETRES DE SIMULATION

3.5.1.1.1 Le rayon de l'objet spatial

Le rayon r_t attribué à l'objet est l'un des paramètres qui influe le plus la probabilité de collision obtenue. Pour être complètement conservatif, il convient d'utiliser le rayon de la plus petite sphère englobant entièrement l'objet (y compris ses appendices, panneaux solaires ou antennes) depuis son centre de masse. En plus du rayon englobant, il peut également être intéressant de calculer les probabilités de collision pour des rayons plus petits. Cela permet d'estimer la sensibilité des résultats par rapport à ce paramètre.

Si une réduction du rayon attribué à l'objet spatial devrait être effectuée, le choix de ce rayon devra être justifié par des études adéquates et soumis au bureau LOS pour approbation. Une telle réduction pourrait par exemple être justifiée en démontrant par des simulations que la face soumise à la vaste majorité du flux

de débris et de météorites est connue, et que l'on peut donc utiliser le rayon d'un cercle dont la surface est équivalente à l'aire de la surface exposée.

3.5.1.1.2 Les paramètres orbitaux

Des paramètres orbitaux doivent être spécifiés pour chaque phase mission. Ceux-ci sont généralement renseignés sous la forme paramètres Képlériens, mais ça n'est pas forcément toujours le cas. Il est conseillé de porter une attention particulière au repère et au type d'éléments utilisés. Le logiciel MASTER attend par exemple des éléments moyens au sens de Liu et Alford (Liu & Alford, 1980), exprimé dans le repère Mean of System 1950.

3.5.1.1.3 La durée des phases considérées

La durée des phases considérées est un paramètre très important, qui impacte fortement les résultats obtenus. La population orbitale prise en compte dépend directement de l'intervalle de temps couvert par la phase analysée et la probabilité de collision dépend plus ou moins linéairement de sa durée.

3.5.1.1.4 Le taux de réduction du risque

Le choix du coefficient α est généralement dépendant de la phase mission considérée, du type d'orbite et de la stratégie anticollision. Il doit être défini et justifié pour chacune des phases : ce taux doit être représentatif des capacités d'anticollision en prenant en compte les seuils de déclenchement des manœuvres et leur efficacité.

Un objet qui n'est pas manœuvrant durant l'une des phases (durant la phase de fin de vie, par exemple) aura un taux mis à zéro pour cette phase. Pour un système d'anticollision typique (disponibilité élevée, réactivité < 24h, seuil d'évitement $\simeq 5 \times 10^{-4}$, en régime LEO) le taux de réduction du risque approximatif sur la mission est de 0.9.

3.5.1.1.5 Les caractéristiques de l'objet spatial

Ces paramètres incluent notamment la masse de l'objet, la surface soumise aux frottements atmosphériques, celle soumise à la pression de radiation solaire, le coefficient de traînée et le coefficient de réflectivité. Ils sont principalement utilisés lors de la propagation de l'orbite de l'objet, lorsqu'elle est demandée.

3.5.1.2 PROBABILITE DE COLLISION POUR UNE PHASE DONNEE

Le calcul de probabilité de collision pour une phase donnée est fait de manière statistique, à l'aide d'une loi de Poisson. Si λ_c est le taux de collision moyen sur un intervalle de temps donné, alors la probabilité qu'exactly k collisions aient lieu est :

$$P_{i=k} = \frac{\lambda_c^k}{k!} e^{-\lambda_c}$$

La probabilité qu'il n'y ait aucun impact est donc :

$$P_{i=0} = e^{-\lambda_c}$$

et la probabilité qu'il y ait au moins une collision s'écrit finalement :

$$P_c = P_{i \geq 1} = 1 - e^{-\lambda_c}$$

Si l'on suppose de plus que le taux de collision moyen λ_c est très petit, la probabilité de collision P_c peut de plus être approchée par :

$$P_c \approx \lambda_c$$

Le taux de collision λ_c se calcule à partir de flux moyens d'objets impactant l'orbite cible, qui s'expriment en nombre d'objets par mètre carré et par an. La manière dont ces flux s'obtiennent sera abordée plus loin dans le document, nous supposons ici que l'on dispose d'un flux Φ_p pour chacun des objets de la population orbitale. Le taux de collision λ_c sur une période Δt se calcule alors comme suit :

$$\lambda_c = \sum_p \Phi_p \pi (r_t + r_p)^2 \Delta t$$

Dans cette équation, les objets sont modélisés par des sphères, avec r_t le rayon attribué à l'objet spatial (constant) et r_p le rayon de l'objet impactant. Lorsque l'on considère une période d'un an, l'équation précédente permet d'obtenir la probabilité de collision annuelle (ou ACP pour *Annual Collision Probability*), souvent utilisée comme indicateur haut niveau du risque encouru par l'objet spatial :

$$ACP = 1 - \exp(-\sum_p \Phi_p \pi (r_t + r_p)^2)$$

$$\approx \sum_p \Phi_p \pi (r_t + r_p)^2$$

3.5.1.3 PRISE EN COMPTE DES MANŒUVRES D'ÉVITEMENT

La prise en compte des manœuvres d'évitement et leur effet sur la probabilité de collision cumulée peuvent se faire de différentes manières. L'approche adoptée par le bureau LOS consiste à considérer que la stratégie mise-en-œuvre a été définie de manière à réduire les risques de collision d'un pourcentage donné pour les objets détectables. Ainsi, si l'on note \mathbb{W} l'ensemble des objets de la population, \mathbb{D} l'ensemble des objets détectables et $\mathbb{U} = \mathbb{W} \setminus \mathbb{D}$ l'ensemble des objets non détectables, nous pouvons séparer le taux de collision λ_c en deux parties :

$$\lambda_c = \lambda_u + \lambda_d$$

Avec :

$$\lambda_u = \sum_{p \in U} \Phi_p \pi(r_t + r_p)^2 \Delta t$$

$$\lambda_d = \sum_{p \in D} \Phi_p \pi(r_t + r_p)^2 \Delta t$$

Et avec les probabilités de collision associées :

$$P_u = 1 - e^{-\lambda_u}$$

$$P_d = 1 - e^{-\lambda_d}$$

Si $\alpha \in [0, 1]$ est le taux de réduction des risques de collision (cf. §3.5.1.1.4) visé par la stratégie adoptée, la probabilité de collision totale devient :

$$\begin{aligned}
 P_c &= 1 - (1 - P_u) * (1 - (1 - \alpha) P_d) \\
 &= 1 - \alpha e^{-\lambda_u} - (1 - \alpha) e^{-(\lambda_u + \lambda_d)} \\
 &\approx \lambda_u + (1 - \alpha) \lambda_d
 \end{aligned}$$

3.5.1.4 PROBABILITE DE COLLISION POUR L'ENSEMBLE DES PHASES

La méthodologie présentée ci-dessus permet d'estimer la probabilité de collision pour une phase donnée. Si on suppose que l'on a finalement N phases distinctes et que la phase i est associée à une probabilité de collision P_i pour toute sa durée Δt_i . Alors, la probabilité de collision P_c sur l'ensemble des phases à considérer se calcule de la manière suivante :

$$\begin{aligned}
 P_c &= 1 - \prod_{i=1}^N (1 - P_i) = 1 - \prod_{i=1}^N e^{-\lambda_{c,i}} \\
 &\approx 1 - \prod_{i=1}^N (1 - \lambda_{c,i})
 \end{aligned}$$

Et si l'on tient compte la réduction de probabilité amenée par les manœuvres d'évitement, la probabilité de collision P_c s'écrit finalement :

$$\begin{aligned}
 P_c &= 1 - \prod_{i=1}^N (\alpha_i e^{-\lambda_{u,i}} + (1 - \alpha_i) e^{-(\lambda_{u,i} + \lambda_{d,i})}) \\
 &= 1 - \prod_{i=1}^N (1 - \lambda_{u,i} - (1 - \alpha_i) \lambda_{d,i})
 \end{aligned}$$

3.5.1.5 MODELISATION DES CAPACITES DE DETECTION

Pour pouvoir prendre en compte l'effet des manœuvres d'évitement, il est donc nécessaire de pouvoir déterminer si un débris peut être considéré comme détectable ou non.

En première approche on pourra utiliser le graphique suivant pour déterminer le diamètre des débris détectables en fonction de l'orbite considérée.

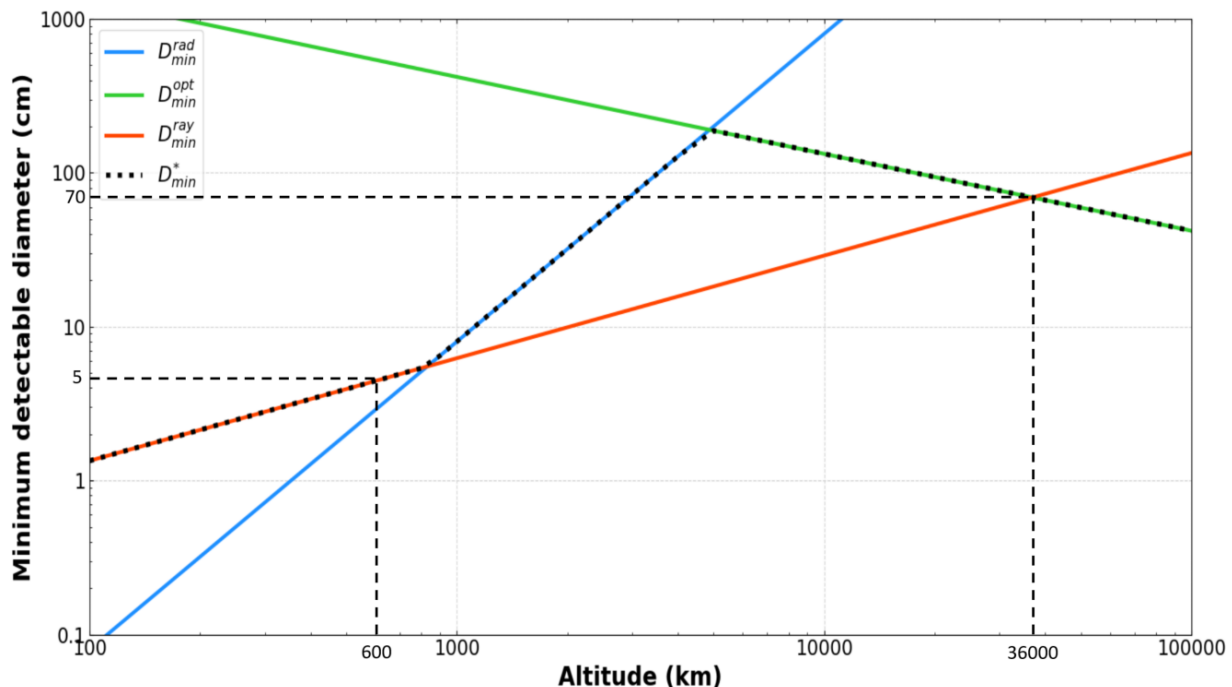


Figure 3-7: Diamètre minimum détectable en fonction de l'altitude (courbe en pointillés)

On retiendra de la Figure 3-7 qu'en l'état actuel des capacités radar et optique les débris détectables sont ceux dont la taille est :

- En LEO (cas à 600km), supérieure à environ 5 cm,
- En GEO (environ 36000km), supérieure à environ 70 cm.

Pour une approche couvrante ces valeurs pourront être margées, en considérant une taille de 10 cm en LEO (<2000km) et jusqu'à 1m en GEO.

Pour une analyse plus précise l'approche recommandée ici consiste à utiliser une même équation pour estimer la taille minimale pouvant être détectée par les moyens radars (LEO) et optiques (GEO) en fonction de l'altitude, à savoir :

$$D_{min}(h) = D_{ref} \left(\frac{h}{h_{ref}} \right)^{exp}$$

avec h_{ref} l'altitude de référence, D_{ref} le diamètre de référence (le plus petit diamètre détectable à l'altitude de référence) et exp un paramètre de modélisation sélectionné en fonction du moyen de détection considéré.

Les paramètres recommandés sont donnés dans le Tableau 2.

	D_{ref} (m)	h_{ref} [m]	exp
Radar	0.32	2000.0	2.0
Optique	0.70	36000.0	-0.5

Tableau 2: Paramètres de l'équation modélisant les capacités de détection des moyens radars/optiques

Pour éviter une surévaluation des capacités de détection à basse altitude, la branche radar de l'équation est également associée à une autre équation modélisant le phénomène de diffusion de Rayleigh. En supposant que les radars opèrent à une longueur d'onde de l'ordre de 30 cm et que la taille des objets catalogués est un ordre de grandeur en dessous (quelques centimètres), la surface équivalente radar σ d'une sphère dans la région de Rayleigh peut être exprimée en fonction de son diamètre D_R et de la longueur d'onde λ :

$$\sigma = \frac{9 \pi^5 D_R^6}{4 \lambda^4}$$

Cela qui implique ainsi que :

$$D_R^6 = \sigma \frac{4 \lambda^4}{9 \pi^5}$$

La surface équivalente radar σ peut également être calculée en fonction de l'altitude :

$$\sigma = \frac{\pi}{4} D_{min}^2(h) = \frac{\pi}{4} D_{ref}^2 \left(\frac{h}{h_{ref}} \right)^4$$

ce qui permet donc de calculer la distance D_R à toute altitude.

Finalement, si $D_{min}^{rad}(h)$, $D_{min}^{opt}(h)$ sont les diamètres calculés par la branche radar et optique de l'équation, et $D_{min}^{ray}(h)$ celui calculé par l'équation qui définit D_R , le diamètre minimum qu'un objet doit avoir pour être considéré comme détectable à l'altitude h est :

$$D_{min}^*(h) = \min(\max(D_{min}^{rad}(h), D_{min}^{ray}(h)), D_{min}^{opt}(h))$$

Le plus petit diamètre détectable peut donc être calculé à n'importe quelle altitude h . Pour déterminer si un débris est détectable ou non, il est recommandé de se baser sur l'altitude de son périégée et de son apogée. Si l'orbite de l'objet traverse une plage d'altitude où il peut théoriquement être détecté, alors il sera considéré comme tel. Si elles sont prises en compte, les météorites doivent quant-à-elle être systématiquement considérées comme étant non-traquées.

3.5.1.6 PHASE DE RETOUR SUR TERRE

L'orbite de l'objet spatial pouvant évoluer de manière significative au cours de la phase de retour sur terre, une attention particulière doit y être portée. Il est tout d'abord recommandé de propager la trajectoire de l'objet spatial en choisissant une modélisation de la dynamique orbitale adaptée au régime orbital étudié (potentiel terrestre, frottements atmosphériques, pression de radiation solaire, etc.) et tenant compte d'éventuelles manœuvres de désorbitation ou réorbitation.

Si besoin, cette phase peut être séparée en N sous-phases distinctes. Il est par exemple possible de générer une éphéméride de la trajectoire de l'objet et de l'échantillonner de manière suffisamment régulière pour capturer l'évolution de l'orbite. Le pas de temps à utiliser dépend alors de la trajectoire de l'objet et de la durée résiduelle en orbite à la suite des opérations de retrait de service. Si celle-ci dure par exemple 25 ans, sélectionner une orbite tous les ans peut être adapté. Si par contre celle-ci dure 6 mois, prendre une orbite tous les mois sera préférable. De manière générale, il est conseillé de vérifier la sensibilité des résultats obtenus par rapport au pas de temps choisi. Notons que prendre un pas de temps de moins d'un mois est déconseillé, car la validité statistique des flux calculés et de la probabilité de collision associée ne serait pas garantie.

Enfin, il est important de rappeler qu'un objet spatial initialement manœuvrant ne le sera plus après sa passivation. Lorsque c'est le cas, un taux de réduction des risques α égal à zéro doit être utilisé pour le calcul de la probabilité de collision.

3.5.2 Outils recommandés pour l'estimation de la probabilité de collision

3.5.2.1 CALCUL DES FLUX

Comme mentionné précédemment, le calcul de la probabilité de collision repose sur l'estimation de flux d'objets impactant en moyenne l'orbite cible. Pour les calculer, il est recommandé d'utiliser la version la plus récente de MASTER avec les fichiers de population les plus récents. L'utilisation d'un autre logiciel est acceptable si la base de données des objets spatiaux est plus récente et représentative de la population orbitale que celle de MASTER. La version disponible début 2024 (8.0.3) de l'outil s'appuie sur des fichiers de population pré-générés, qui couvrent actuellement une période allant de 1957 à 2016 pour la population historique, et de 2017 à 2036 en prédiction.

Le logiciel doit être lancé en mode « orbite cible » (onglet "target orbit"), en considérant les objets de 1 cm ou plus (onglet "expert settings", après avoir activé les paramètres experts dans les options du projet). La

génération de fichiers CPE (Cell Passage Events) doit être activée (onglet "data dump"), car il s'agit des fichiers qui seront ensuite traités pour l'estimation de la probabilité de collision. Il est conseillé d'effectuer une simulation séparée pour chacune des phases, et de diviser les phases en plusieurs sous-phases si des changements d'orbite significatifs ont lieu.

Note : Le logiciel MASTER permet de renseigner plusieurs phases, chacune de ces phases associant une orbite cible à un intervalle de temps. S'il est donc théoriquement possible de traiter plusieurs phases en une seule simulation, ce n'est en pratique pas conseillé. Les caractéristiques de l'objet étudié peuvent tout d'abord évoluer entre différentes phases. Un objet initialement manœuvrant ne le sera par exemple plus durant sa phase de fin de vie, et il faut donc pouvoir traiter les flux calculés pour chaque phase séparément. Mais surtout, il semblerait que la version 8.0.3 de MASTER ne fonctionne pas correctement lorsque plusieurs phases sont renseignées et que la génération des fichiers CPE est demandée. Le calcul s'arrête après avoir traité la 1re phase et ignore simplement les autres. Cette anomalie a été signalée à l'équipe chargée de la maintenance du logiciel et sera corrigée dans une future version.

Les sources à sélectionner pour les débris sont les sources condensées, qui contiennent l'ensemble des sources individuelles proposées par MASTER. Il est également recommandé d'activer le calcul de flux pour les météorites, à l'aide du modèle de Grün se basant sur une distribution de Taylor pour les vitesses. Si les météorites n'auront vraisemblablement que très peu d'influence sur les résultats obtenus étant donné la taille des objets considérés (> 1 cm), il reste néanmoins préférable de ne pas les ignorer par défaut.

Note : Attention, les informations trouvées dans les fichiers CPE pour les météorites ne sont pas définies dans le même repère que pour les débris. L'orbite de l'objet impactant et le point d'impact sont exprimées dans un repère géocentrique écliptique, et non dans le repère inertiel de référence. Néanmoins, seule la valeur du flux est utilisée pour les météorites, puisqu'elles sont systématiquement considérées comme n'étant pas détectables. L'estimation de la probabilité de collision ne devrait donc pas être impactée.

Notons que MASTER permet de demander la propagation de l'orbite associée à chacune des phases. Lorsque cette option est activée, l'orbite renseignée sera propagée à l'aide du propagateur semianalytique FOCUS (*Fast Orbit Calculation Utility Software*) (Gonzales & Kinkrad, 1989). Dans le cas contraire, l'orbite sera considérée comme statique, à l'exception de la ligne des nœuds et de la ligne des apsides qui seront propagées à l'aide d'une simple équation analytique. L'activation ou non de cette option dépend de l'objet étudié et de la phase considérée. S'il est prévu que l'objet effectue périodiquement des manœuvres de maintien à poste, alors une orbite statique est le mieux adapté pour les phases opérationnelles. Si ce n'est pas le cas, la propagation de l'orbite permettra vraisemblablement d'obtenir des résultats plus réalistes. Pour la phase de retour sur terre, il est recommandé de générer des éphémérides et de les échantillonner à intervalle suffisamment régulier pour capturer l'évolution de l'orbite. La propagation de l'orbite n'a alors qu'un intérêt limité, mais peut tout de même être activée.

Note : Si la propagation est activée pour l'une des orbites, il est alors nécessaire de renseigner différentes caractéristiques pour l'objet spatial, à savoir sa masse, la surface soumise aux frottements atmosphériques, celle soumise à la pression de radiation solaire, le coefficient de traînée et le coefficient de réflectance.

Pour finir, il est important de rappeler que les fichiers de population mis à disposition ne couvrent qu'une période relativement limitée (jusqu'à 2036 au moment de l'écriture de cette note). MASTER permet de renseigner des phases mission s'étalant au-delà de cette date, mais il génère alors l'avertissement suivant : *"The specified time interval is not covered by the population files. [...] This may lead to wrong results"*. Le logiciel ne traite pas les périodes non-couvertes et les flux associés soient mis à zéro par défaut. Les météorites semblent quant-à-elles toujours prises en compte, car leurs fichiers de population ne sont a priori pas liés à une période temporelle fixe. La solution de contournement à mettre en œuvre par l'opérateur est d'utiliser la population de 2036 pour toute année postérieure.

3.5.2.2 CALCUL EVOLUTION ORBITE LORS DE LA PHASE RESIDUELLE POST RETRAIT DE SERVICE

Les spécificités de la phase de retour sur terre ont été abordées dans la section 3.5.1.6, notamment l'importance de porter un soin particulier à la modélisation de la trajectoire de l'objet spatial. En pratique, plusieurs manières de fonctionner peuvent être recommandées. Il est recommandé d'utiliser l'outil STELA (cf. 10.1 pour plus d'infos) mis à disposition par le CNES pour propager un vecteur d'état initial sur toute la phase résiduelle en orbite, ou jusqu'à la rentrée de l'objet spatial. Cet outil est notamment utilisé pour vérifier la conformité des missions avec les exigences LOS concernant la libération des zones protégées (LEO et GEO – cf. § 3.8)

Si l'outil MASTER est utilisé pour le calcul des flux, il est également possible de simplement activer l'option "propagation" pour l'orbite associée à la phase de fin de vie. Comme mentionné précédemment, cette option active la propagation de l'orbite renseignée à l'aide du propagateur semi-analytique FOCUS. Procéder ainsi permet d'éviter l'échantillonnage d'une éphéméride, et donc le lancement et le post-traitement de plusieurs simulations MASTER. Il est néanmoins important de garder à l'esprit que les deux propagateurs ne sont pas équivalents et que les résultats peuvent donc varier selon la méthode choisie. Les deux propagateurs ayant été largement validés, les trajectoires générées devraient a priori rester relativement cohérentes. Pour s'en assurer, il peut néanmoins être intéressant de comparer les dates de rentrées prédites (lorsque c'est possible).

3.6 REDUIRE LE RISQUE DE COLLISIONS

Dans la suite de ce guide on entend par objet catalogué un objet spatial suivi par des moyens sols et dont les éphémérides peuvent être fournies par les systèmes de surveillance de l'Espace (par exemple les moyens EUSST ou les moyens radars US).

***Note :** Il est, au moment de l'écriture de ce guide, admis qu'une très grande majorité des objets de taille de l'ordre de 10cm (en LEO) ou plus sont catalogués (cf. Figure 3-7). Dans le futur, et avec l'amélioration des moyens de suivi, cet ordre de grandeur pourrait être revu à la baisse.*

Afin de réduire le risque de collision, l'opérateur pourra agir sur les leviers suivants :

- Privilégier les objets manœuvrant, dont la capacité de manœuvre bénéficie d'une disponibilité et d'une réactivité élevée,
- Choisir un seuil de probabilité de collision (PoC) faible,
- En cas d'alerte collision, estimer l'orientation de l'objet spatial opéré pour en déduire le hard body radius et l'orienter afin de minimiser la surface transverse,
- Choisir une orbite opérationnelle peu encombrée, et limiter la durée pendant laquelle l'objet devra traverser des orbites densément peuplées,
- Choisir un type de rentrée atmosphérique pour les objets opérants en zone A minimisant la durée de rentrée,
- Minimiser les dimensions de l'objet, y compris celle des appendices et antennes,
- Minimiser le flux incident d'objets secondaires par une gestion judicieuse de l'attitude lors de la mission,
- Pour la réalisation de manœuvres d'évitement, sélectionner des systèmes d'une fiabilité globale suffisamment élevée (à minima $> 0,9$) sur la durée cumulée en orbite (pour la calcul de la fiabilité d'un système, se référer à la section § 3.10).

3.6.1 Bonnes pratiques en matière d'anticollision

Les bonnes pratiques permettant de répondre aux exigences en matière d'anti-collision sont exposées ci-dessous. Elles sont issues, pour une large part, de l'expérience opérationnelle acquise à travers les moyens CAESAR et le cadre de l'EUSST.

L'opérateur doit réaliser la gestion des risques de collision avec application d'un **seuil de probabilité de collision** (PoC) au-delà duquel il doit réaliser une action d'évitement.

Un risque est considéré comme géré, lorsque le nouveau risque calculé est ramené à $S/10$ si S est le seuil de PoC pratiqué par l'opérateur.

***Note :** La valeur du seuil de PoC est définie par l'opérateur dans ses process internes et en lien avec un ou des services anti-collision. La pratique actuelle du CNES en matière d'anti-collision pour la flotte opérée, en lien avec le service CAESAR et plus globalement le service anti-collision développé dans le contexte de l'EUSST, conduit à la définition d'un seuil de PoC égal à 5×10^{-4} .*

La procédure de gestion des risques de collision proposée par l'opérateur, doit être d'un niveau minimal. Ainsi, le service anticollision souscrit par l'opérateur doit disposer au minimum des capacités suivantes :

- Analyse de tous les CDM (Collision Data messages) disponibles et en particulier ceux calculés et fournis gratuitement par le CSpOC, qui sont considérés comme la référence mondiale.
- Fourniture systématique, quotidienne au Space-Track, des éphémérides (avec covariances) incluant les plans de manœuvres de maintien à post ;
- Prise en compte des mesures externes (radars, télescopes,) lorsqu'elles sont disponibles afin d'améliorer la connaissance sur la position du secondaire : calcul de restitution d'orbite et mise à jour des CDM concernés
- Analyse-validation et création si besoin, des matrices de covariance du primaire lorsque celles du centre de flight dynamics de l'opérateur sont irréalistes ou inexistantes ;
- Disponible 24/7 : pour les satellites manœuvrants, l'opérateur doit être réactif (au sens disponible) en moins de 2 heures (contact téléphonique et non délai de réalisation d'une manœuvre anti-collision) sur une information de rapprochement dangereux provenant du fournisseur de CDM
- Prise en compte de l'incertitude sur les matrices de covariance des objets, dans le calcul de la PoC
- Rebouclage avec le centre de contrôle de l'opérateur : le service de détection doit être certain que le centre de contrôle opérateur a bien pris en compte l'alerte et la gère ; Un process de rebouclage fiable entre le service anti-collision (qui génère l'alerte) et le centre de contrôle doit être mise en place par l'opérateur.
- Calcul des manœuvres optimales afin de réduire le risque, lorsque celles du centre de flight dynamics de l'opérateur sont irréalistes ou inexistantes
- Gestion du multi-collision : cas de plusieurs risques de collision avec des secondaires différents sur une courte période tels qu'ils ne peuvent pas être traités indépendamment (la problématique étant de trouver, dans des délais raisonnables, une manœuvre permettant de gérer les risque) ;
- Détection des rapprochements avec des secondaires manœuvrants : le seul critère du seuil n'étant pas suffisant dans ce cas.
- Capacité de coordination avec n'importe quel centre de contrôle dans le monde ;
- Une fois l'action définie, vérification qu'elle ne crée pas un autre risque ;
- Pouvoir fournir un support au centre de contrôle, sans imposer une connexion internet permanente : afin de s'affranchir d'une perte d'internet dans la phase critique d'analyse du risque.

Remarque :

L'anticollision a pour but d'éviter des collisions dangereuses ($\text{Danger} = \text{Probabilité} * \text{Conséquence}$) Aujourd'hui on ne considère pas la « Conséquence » (ce terme est toujours égal à 1), mais avec l'amélioration des moyens de détection on va devoir gérer beaucoup de rapprochements avec de petits secondaires (« petit » doit être compris en terme d'énergie cinétique). Ce phénomène risque de dégrader la gestion des risques avec les gros secondaires. L'orbite des potentiels débris suite à collision devrait à terme, être aussi considérée (par exemple : au voisinage de l'ISS, dans le régime LEO ou HEO, ...) dans la partie Conséquence.

3.6.2 Exigences de la RT associées à l'anticollision

Article 39-1 : Identification des objets spatiaux

Les systèmes spatiaux doivent être conçus, produits et mis en œuvre et leur mission définie de façon à ce que tout objet spatial soit identifiable sans ambiguïté au plus tôt et dans la limite de 3 jours après l'injection par les systèmes de surveillance de l'espace.

Cet article adresse principalement, mais pas uniquement, de "petits objets" injectés simultanément et appartenant à des opérateurs différents. Une identification sans ambiguïté par les moyens sol peut permettre une mise en rapport rapide avec l'opérateur concerné et confirmer ou infirmer un risque de collision avec un satellite tiers.

Les besoins d'identification peuvent passer par une séparation suffisante entre les charges utiles à l'injection de telle sorte que celles-ci soient visibles par les réseaux de surveillance de l'espace dans un délai de l'ordre de 3 jours.

L'opérateur pourra néanmoins garantir, avec l'aide de l'opérateur de lancement ou de l'opérateur d'un "déployeur" (cas d'un service tiers du type déployeur intelligent) l'absence de risques de collision des satellites entre eux pendant la durée durant laquelle ils ne sont pas identifiés ou (pour les satellites manœuvrants) en incapacité de réaliser une manœuvre anti-collision.

1. Système permettant d'améliorer la poursuite par les moyens sol (radars, télescopes, lasers.)

Les objets peuvent améliorer leur visibilité des radars ou moyens optiques par emport de réflecteurs ou autre (réflecteur radar /optique ou transpondeur). Pour les satellites d'une mégaconstellation les systèmes optiques ne doivent pas contrevenir à l'exigence de magnitude apparente de [l'article 48-10](#).

2. Systèmes permettant l'identification des objets

Il est à noter que l'exigence n'impose pas l'emport d'équipements bords ou l'utilisation d'un système d'identification même si cela reste recommandé.

Article 41-2 : Disponibilité des manœuvres anti-collision

Les systèmes spatiaux d'objets manœuvrants doivent être conçus et mis en œuvre de telle sorte qu'ils permettent leur disponibilité pour la mise en œuvre d'une manœuvre anticollision dans un délai de 5 jours maximum après l'injection, ou dans le cas d'un lancement multiple de plusieurs satellites d'un même opérateur dès que possible après leur injection en présentant une stratégie minimisant la période d'indisponibilité de la capacité anti-collision.

Dans le cas de multi-injections (constellations), un délai typique d'une semaine est acceptable. Par ailleurs, toujours dans le cadre de ces multi-injections, l'opérateur peut apporter des garanties par la stratégie d'injection retenue (risque de collisions des satellites entre eux) et faire une estimation statistique des risques de collision vis-à-vis des objets > 10 cm, tant que le système d'anti-collision des satellites injectés n'est pas actif.

Il n'est pas demandé à l'opérateur de mettre en œuvre une manœuvre à cet horizon de temps, mais a minima de compléter le commissioning des équipements nécessaires à la réalisation de ce type de manœuvre et à s'assurer que les systèmes sol (y compris les interfaces avec les systèmes de surveillance de l'Espace) sont capables de supporter de telles opérations.

Cette durée de 5 jours est également applicable, et réalisable par des cubesat, lancés seuls en priorisant les tâches à effectuer post lancement.

Dans le cas d'un lancement multiple avec plusieurs satellites injectés d'un même opérateur, il conviendra de montrer que les opérations réalisées en début de vie sont priorisées vers une disponibilité au plus tôt de la capacité de manœuvre, plutôt que vers un démarrage de la charge utile.

Article 41 : Prévention des risques de collision avec les objets habités

Les systèmes spatiaux doivent être conçus, produits et mis en œuvre et leur mission définie de façon à limiter, pendant l'opération spatiale et les trois jours qui suivent la fin de l'opération, les risques de collision avec les objets habités dont les paramètres orbitaux sont connus avec précision et disponibles.

Pour répondre à cette exigence l'opérateur peut :

- Démontrer que l'apogée de l'orbite d'injection pire cas (le plus haut) est situé à une altitude inférieure à celle des stations habitées (ISS, CSS, ...)
- Démontrer que le périhélie de l'orbite d'injection pire cas (le plus bas) est situé à une altitude supérieure à celle des stations habitées (ISS, CSS, ...) et que l'objet ne croisera pas l'orbite de ces dernières au cours de sa phase opérationnelle, y compris au cours de ses opérations de retrait de service (par exemple, pour un système non-manoeuvrant, en propageant l'orbite d'injection pire cas et en démontrant que l'orbite finale est située bien au-dessus de celle de ces stations).
- Souligner qu'il dispose d'une connaissance précise de l'orbite de l'objet spatial et partage ces données de manière ouverte et transparente de façon à permettre le traitement d'éventuels risques avec ces stations, ou est abonné à un service de surveillance de l'Espace.

Article 41-4 : Prévention des collisions à la séparation depuis un lanceur ou un déployeur

Lors de la séparation entre le lanceur ou le déployeur et l'objet spatial qu'il injecte :

1° L'opérateur assurant la maîtrise de l'objet spatial qui est injecté, doit s'assurer que l'opérateur du lanceur ou du déployeur lui garantisse :

- *que chaque objet qu'il injecte est sur une trajectoire n'induisant pas de collision ni avec le lanceur ni avec le déployeur, ni avec les autres objets injectés, ce pendant une durée minimum de 5 jours après l'injection, ou jusqu'à ce que l'objet spatial soit en capacité d'effectuer des manœuvres anti-collision ;*
- *que chacun des objets injectés soit sur une trajectoire n'induisant pas de collision avec les objets habités pendant une durée minimum de 3 jours après injection, ou jusqu'à ce que l'objet spatial soit en capacité d'effectuer des manœuvres anti-collision ;*

2° L'opérateur assurant la maîtrise du déployeur qui injecte un ou plusieurs autres objets spatiaux, doit garantir :

- *que chacun de ces objets est sur une trajectoire n'induisant pas de collision ni avec lui-même, ni avec les autres objets injectés, ce pendant une durée minimum de 5 jours après l'injection, ou jusqu'à ce que l'objet spatial soit en capacité d'effectuer des manœuvres anti-collision ;*

- *que chacun des objets injectés soit sur une trajectoire n'induisant pas de collision avec les objets habités pendant une durée minimum de 3 jours après injection, ou jusqu'à ce que l'objet spatial soit en capacité d'effectuer des manœuvres anti-collision.*

Du fait des dispersions lanceur, introduire une exigence de non-collision avec les objets catalogués (ou prolonger le délai de 3 jours pour les risques de collision avec les stations habitées) fermerait de trop nombreuses opportunités de lancement.

Il est question ici de couvrir la période d'indisponibilité de l'anticollision uniquement pour les risques entre les objets injectés et avec le lanceur/dépoyeur.

Le 1er Bullet de cet article suggère à l'opérateur satellite d'inclure cette exigence dans son document d'interface avec l'opérateur du dépoyeur sélectionné.

Le 2° Bullet s'adresse aux nouveaux opérateurs responsables de systèmes orbitaux du type 'dépoyeur intelligents' qui effectuent les 'derniers km' et injectent leurs 'clients' (des satellites) après avoir été eux-mêmes séparés du lanceur. Ces nouveaux opérateurs sont bien sûr tenus de respecter l'intégralité de la Réglementation Technique en matière d'objet orbitaux.

Note : *Un opérateur de lancement français ou opérant depuis le territoire national, et donc soumis à la LOS, est déjà tenu, de par l'article 17-9 de la Réglementation Technique), de réaliser cette étude. D'autres opérateurs de lancement étrangers ont également déjà effectué cette analyse à la demande de leur client.*

Article 41-1 : Capacité anti-collision

Les systèmes spatiaux d'objets manœuvrants doivent disposer d'une capacité opérationnelle à détecter un risque de collision et le gérer soit en effectuant eux-mêmes une manœuvre d'évitement télécommandée ou autonome avec l'objet secondaire, soit en assurant une coordination avec le centre de contrôle de l'objet secondaire lorsque celui-ci est contrôlé afin de décider le ou lesquels des objets effectuera une telle manœuvre. La trajectoire post manœuvre doit permettre de réduire substantiellement le risque de collision initial.

Cette coordination avec le centre de contrôle de l'objet secondaire peut être réalisée par l'opérateur lui-même, mais également par le biais d'un service anticollision qui disposera des contacts nécessaires et éventuellement d'informations additionnelles sur l'autre objet (e.g. manœuvrabilité du système), et pourra faciliter les échanges.

Si la coordination n'est pas possible, la manœuvre d'évitement est recommandée. Les bonnes pratiques en réduction de risque post-manœuvre sont décrites ci-dessous.

Article 41-5 : Coordination en cas d'alerte collision entre deux opérateurs assurant la maîtrise d'objets spatiaux manœuvrants

En cas d'alerte collision avérée entre deux objets spatiaux manœuvrants, l'opérateur soumis à la présente réglementation doit se coordonner avec l'autre opérateur pour décider d'une stratégie de manœuvre aboutissant à la manœuvre d'au moins un des deux objets.

Par « alerte collision avérée », on entend situation pour laquelle le seuil de déclenchement des manœuvres anti-collision défini par l'opérateur et les services anticollision souscrits (voir [article 41-6](#) ci-dessous) est dépassé.

Si la coordination n'est pas possible, la manœuvre d'évitement est recommandée en relation avec le service anticollision souscrit.

Article 41-6 : Seuil de déclenchement des manœuvres anti-collision

Dans le cas d'une alerte collision avec un objet spatial catalogué, les mesures d'évitement de collision deviennent prioritaires sur la mission. Le seuil de probabilité de collision au-delà duquel l'opérateur doit mettre en œuvre des mesures d'évitement de collision doit être défini, et sa pertinence justifiée, dans le concept opérationnel.

Les méthodes d'évaluation des probabilités de collision varient suivant les opérateurs et / ou les entités du STM qui fournissent ce service de calcul. Il n'est pas possible, à ce stade, de disposer d'une méthode standard internationalement reconnue, aussi, les seuils au-delà desquels la manœuvre est nécessaire, sont laissés à l'initiative des opérateurs qui devront justifier de leurs pertinences.

La justification de la pertinence du seuil peut être apportée par la définition en lien avec les services anticollision utilisés et par la mise en œuvre des bonnes pratiques décrites au §3.6.1.

L'exigence LOS est que le process opérationnel soit tracé de façon rigoureuse dans la documentation de l'opérateur.

Article 41-7 : Partage de données

L'opérateur doit partager, au plus tôt après l'injection par le lanceur et dans la limite de 3 jours, avec tout acteur ou entité pertinents les informations actualisées nécessaires, pour maîtriser les risques de collision avec les objets spatiaux catalogués qu'il pourrait rencontrer. Ces informations sont, a minima, les suivantes :

- *éphémérides, issues des moyens de restitution d'orbite propre à l'opérateur, ou de systèmes de surveillance de l'Espace ;*
- *plan de manœuvre ;*
- *covariances.*

Le catalogue mentionné au titre de cet article est le catalogue utilisé par le service anticollision contracté.

Il y a une étape de vérification de cohérence entre les données fournies et la réalité : il faut vérifier la qualité des matrices de covariance et des données fournies. Ces données peuvent être certifiées par un organisme extérieur.

La fréquence de fourniture des données est idéalement d'une fois par jour (avec une fenêtre glissante de 7 jours), même si en orbite GEO une fois tous les trois jours (avec une fenêtre glissante de 15 jours) est généralement suffisante.

Note : Cette exigence est également applicable à tout objet non-manœuvrant bien que la fourniture de plans de manœuvres ne soit évidemment pas requise. En effet, l'emport d'un système bord type GNSS peut aider à améliorer la précision des éphémérides fournies par un système de surveillance de l'Espace et il est important

que l'opérateur puisse aider à un meilleur suivi de son objet pour permettre une meilleure mise en œuvre de mesures d'évitement d'autres objets.

Dans le cas général où la restitution d'orbite repose sur les moyens de l'opérateur, il est nécessaire de sécuriser ces opérations, pour couvrir notamment les cas d'injection dégradée :

- Désigner les stations sol de premières acquisitions en considérant des marges sur la date d'entrée en visibilité des satellites et privilégier un mode « point d'attente » et « autotrack » de l'antenne, si possible, plutôt qu'une désignation sur éphémérides.
- Redonder si possible les méthodes de calcul de l'orbite, par exemple : mesures angulaires et Doppler.
- Disposer de plusieurs stations de premières acquisitions, sur des sites différents, pour être robuste à des pannes de ces moyens sol et pour améliorer la qualité de la restitution d'orbite.
- Privilégier un allumage continu de l'émetteur bord (dès que les contraintes énergétiques bord le permettent) afin de garantir la réception de télémétrie satellite même en cas d'injection très dégradée qui conduit à une planification des visibilités station caduc.
- Dans le cas où le nombre de stations ou de contacts bord/sol est petit, et que le calcul de l'orbite repose principalement sur des moyens bord (GNSS), allumer ces équipements dès que possible.
- Ne pas mettre en service le système de propulsion à bord avant d'avoir stabilisé la connaissance de l'orbite par le sol.
- Être en mesure de recevoir des informations d'orbite venant d'entités externes (opérateur de lancement, 18th sq,...) pour aider à « retrouver » le satellite en cas d'injection anormale

3.7 ASPECTS OPERATIONNELS POUR MAITRISER LES RISQUES

3.7.1 Risque d'absence de maitrise de l'objet spatial

Article 38-2 : Validation des procédures

Les procédures de contrôle de l'objet spatial doivent être testées et validées par l'opérateur avant le lancement, à l'exception des cas dégradés ne nécessitant pas de réaction immédiate de l'opérateur et des procédures de fin de vie s'il est démontré une absence de risque de devoir réaliser un retrait de service en urgence.

Les séquences opérationnelles enchainant les procédures de contrôle de l'objet doivent être testées et validées par l'opérateur avant le lancement pour les phases critiques de la mission (opérations de mise à poste, retrait de service, opérations critiques en orbites).

L'opérateur répond pleinement à l'article ci-dessus en démontrant qu'il a identifié /développé /validé toutes les séquences opérationnelles nécessaires à la conduite des opérations nominales pour son véhicule, ainsi que pour les opérations de cas dégradé nécessitant une intervention immédiate du SCC. La validation peut se faire soit par le biais d'un simulateur numérique, soit sur un hardware EM (Engineering Model) équivalent à celui de la mission (ou combinaison de moyens software/hardware), soit par expérience ou test sur un satellite en vol.

La stratégie retenue par certains opérateurs, consistant à réaliser une phase de qualification technique (QT) suivie d'une phase de qualification opérationnelle (QO), permet de répondre à l'exigence de cet article.

Article 39 : Capacité de maîtrise de l'objet spatial

Le système spatial doit être conçu, produit et mis en œuvre de façon à permettre à l'opérateur, pendant toute la durée de l'opération, de recevoir des informations sur l'état de l'objet spatial et de lui envoyer des commandes avec pour objectifs :

- *d'assurer la prévention des collisions en orbite ;*
- *d'assurer la capacité d'effectuer un retrait de service ou toute autre opération destinée à préserver l'intégrité de l'objet.*

Les règles et bonnes pratiques ci-dessous sont largement tirées de l'expérience CNES sur les opérations des satellites en orbite basse.

3.7.1.1 RISQUE DE COLLISION

Comme décrit précédemment, l'opérateur doit mettre en place une organisation opérationnelle à même de pouvoir traiter les risques de collision dans un délai le plus court possible. Ce délai pour réduire les risques de collision dépend du système (contraintes bord, fréquence de contact bord/sol...). Il est recommandé de viser un délai inférieur à 12 heures pour interagir avec le satellite (i.e. réaliser une manœuvre anti-collision ou agir sur un plan de manœuvre), ce qui implique notamment une capacité d'intervention J7/H24 si les mesures en réduction de risque ne sont pas automatisées.

Il est recommandé de limiter au maximum les périodes d'indisponibilité ou de non manœuvrabilité du satellite.

Dans les cas où une boucle sol n'est pas suffisamment robuste ou réactive, il est recommandé d'implémenter à bord un mécanisme automatique de gestion des risques de rapprochement dangereux (cas par exemple du vol en formation rapproché ou du service en orbite).

L'abonnement à un service de surveillance de l'Espace de type EUSST (service gratuit) ou le CSPoC permet également de garantir une bonne coordination avec d'autres opérateurs pour la prévention des risques de collision en orbite, et est ainsi fortement recommandé.

Note : les capacités requises pour un service anti-collision efficace sont listées en section 3.6.1.

3.7.1.2 RISQUE DE PERTE PREMATUREE DU SATELLITE

- **Sécuriser les opérations et prévenir les erreurs opérationnelles**

- Maintenir un niveau constant de compétence dans les équipes opérationnelles, comprenant notamment un processus de certification/formation ;
- Assurer un maintien en condition opérationnelle des moyens sol, et réduire le plus possible (typiquement quelques heures) les périodes d'indisponibilité conduisant à une incapacité de communication bord/sol ;
- Mettre en place un processus qualité permettant de tracer les évolutions des moyens et produits opérationnels (logiciels procédures, données...) ainsi que leur statut de validation ;
- Maintenir des moyens simulation permettant de tester et valider les nouvelles procédures avant déploiement en opérations ;
- Assurer les ressources humaines et matérielles adéquates pour la mise en œuvre des opérations particulières sur le satellite (celles qui sont non automatisées, hors routine et le nécessitant) ;
- Sécuriser au sol les commandes de passivation afin qu'elles ne soient pas émises suite à une erreur opérationnelle.

- **Détecter les pannes au plus tôt**

- Il est recommandé de minimiser les périodes sans contact avec le satellite (12 heures maximum est un bon ordre de grandeur pour des satellites non dotés de capacité d'autonomie en matière d'anti-collision), afin de disposer de l'état du satellite et de connaître l'orbite avec suffisamment de précision pour gérer les risques de collisions ;
- Les paramètres critiques du satellite doivent être suivis au sol afin de détecter le plus tôt possible, et de manière automatique, tout dysfonctionnement ;
- Les équipements de la plateforme nécessaires pour réaliser les opérations de retrait de service doivent faire l'objet d'une surveillance particulière (ex : expertises régulières avec sur échantillonnage de la télémétrie, déstockage périodique des équipements redondants...). Ce niveau de suivi doit être réévalué au cours de l'exploitation, typiquement à une fréquence annuelle, pour prendre en compte l'état du satellite (performances, pannes) et le retour d'expérience en vol d'autres satellites/équipements équivalents.

- **Identifier (anticiper) les dégradations lentes des performances**

- Des bilans de performance et de tendance réalisés à intervalle régulier, par exemple sur une base

annuelle lors de revues d'exploitation, doivent permettre d'anticiper toute dégradation anormale d'un équipement. Ils permettent également de s'assurer que le satellite a et aura la capacité requise pour la poursuite de la mission ;

- Il est recommandé de maintenir une capacité d'expertise sur le fonctionnement de la plateforme, idéalement chez le fabricant de cette dernière. Cette expertise est utilisée à des fins d'investigation en cas de panne, mais également pour définir, le cas échéant, des modes alternatifs de fonctionnement ou des nouveaux réglages du bord permettant la conduite des opérations de retrait de service dans un mode dégradé (et non initialement prévu) ;
- Des outils (par exemple basés sur des analyses statistiques ou de l'intelligence artificielle) peuvent aider à identifier une singularité de comportement ;
- Ces pratiques seront déclinées pour des constellations, qui bénéficient intrinsèquement de statistiques sur les comportements des sous-systèmes.
- **Sécuriser la capacité à faire les opérations de retrait de service**
 - Il est nécessaire de maintenir à jour les procédures de retrait de service et de les faire évoluer, si besoin, pour prendre en compte l'évolution des performances du satellite et le retour d'expérience issu des satellites de même filière ;
 - Avant lancement, il est recommandé d'analyser la robustesse de la stratégie de passivation aux différentes pannes/dégradations équipement et, le cas échéant, proposer des stratégies de passivation alternative si cette situation est rencontrée (sans pour autant procéder à une validation complète de tous les scénarios) ;
 - En phase d'exploitation, en cas de panne équipement ou tout autre événement critique sur le satellite, il est indispensable d'évaluer les impacts potentiels sur les opérations de retrait de service, ce qui peut amener jusqu'à la redéfinition d'une nouvelle procédure de passivation ;
 - Il est nécessaire de démontrer que les altitudes rencontrées lors des opérations de retrait de service sont compatibles du domaine de vol de l'objet spatial (par exemple par des analyses de convergence des modes SCAO utilisés).
 - Le satellite critique (satellite minimal nécessaire aux opérations de retrait de service, tel que définit juste après) doit être identifié. **Il est indispensable de faire l'inventaire des cas de panne qui, s'ils se produisent, amènent le satellite dans un état critique**, pouvant nécessiter de procéder en urgence au retrait de service. Il peut s'agir, par exemple, d'une dégradation accélérée des performances, de la perte d'un équipement avec risque de perdre également rapidement la redondance... Si de telles situations d'urgence sont identifiées, il est nécessaire de mettre en place une organisation appropriée pour y faire face (équipes et processus de décision).

Définition du satellite critique :

La configuration de satellite critique est une configuration présentant un PPU (Point de Panne Unique) sur une des chaînes fonctionnelles ou équipements nécessaires aux opérations nominales de fin de vie (désorbitation, passivation et déconnexion). Par extension, la masse d'ergol restante ainsi que la capacité d'énergie électrique (perte section GS, capacité batterie...) font partie des critères conduisant au satellite critique.

Cette définition signifie que toute panne supplémentaire affectant un satellite en configuration critique peut impliquer une mise en œuvre partielle des opérations de FDV. La configuration de satellite critique est donc peu robuste à toute nouvelle panne.

L'opérateur est encouragé à mener une analyse de risque sur les chaînes fonctionnelles impliquées dans le retrait de service, afin de connaître leur robustesse vis-à-vis de pannes. Cette analyse, qui peut être présentée de façon synthétique dans un tableau, permettra d'instruire les scénarios qui conduisent aux 3 situations suivantes :

a. La panne est jugée isolée. Il est considéré, à partir du retour d'expérience en vol, que la probabilité d'occurrence d'une seconde panne sur le PPU est négligeable. Ceci peut être nuancé par la durée de vie en orbite du satellite. En effet, les pannes seront analysées sous un angle différent s'il s'agit d'un satellite en début ou bien en fin de vie. Dans ce cas, des surveillances spécifiques de l'équipement défaillant (ou de la fonction) doivent être définies pour des besoins de monitoring fin.

Exemple : perte d'un équipement redondé.

b. La panne est sévère mais non urgente. Ainsi, les opérations de FDV sont à programmer dans un délai compatible du travail en jours ouvrés. Dans ce cas, il n'y a pas lieu de faire autre chose qu'une planification de l'opération avec les différents intervenants. Cette situation couvre également le cas où la mission ne peut plus être assurée même partiellement.

Exemple : pertes successives et espacées dans le temps de sections GS.

c. En cas de panne majeure (à préciser) pouvant affecter l'intégrité du satellite à court terme, les procédures de désorbitation et/ou passivation sont à faire dans l'urgence par les astreintes. Les critères de décision doivent être clairement déterministes (signature de défaillance d'un équipement, seuil atteint...). Ces critères sont intégrés dans une « consigne » à destination des astreintes bord et coordination.

Exemple : panne majeure d'un équipement en PPU sur la configuration nominale. Sont également concernées les situations de dégradation rapide : perte de puissance rapide, perte de sections GS successives et peu espacées dans le temps, chute de température ou de tension sur un PPU comme signe précurseur (PPU sur un satellite déjà rendu critique suite décision de a. ou PPU de base).

3.7.2 Plan de contrôle

Article 38-1 : Plan de contrôle pendant la maîtrise en orbite

L'opérateur établit un plan de contrôle de la mise en œuvre des dispositions du présent arrêté pendant la phase de maîtrise en orbite. Ce plan de contrôle prévoit des points d'information avec le Centre national d'études spatiales au minimum une fois par an et en particulier :

- *après la phase initiale de mise à poste ;*
- *à l'issue du transfert de maîtrise de l'objet spatial ou du groupe d'objets spatiaux coordonnés vers un autre opérateur ;*
- *avant le début des manœuvres de retrait de service ;*
- *à l'issue des manœuvres de retrait de service ;*
- *pour les opérations de service en orbite, à l'issue de la réalisation d'un service.*

Ces points d'information doivent présenter, en fonction de la phase considérée, le bilan des opérations effectuées ou la disponibilité du véhicule pour enclencher les opérations à venir avec en particulier :

- *état des anomalies, configuration bord et orbitale ;*
- *état justifiant de la capacité de l'objet spatial à accomplir les opérations de retrait de service (manœuvres et passivation) ;*
- *disponibilité des ressources en énergie nécessaires (en particulier gestion des ergols) aux manœuvres de retrait de service ;*
- *bilan des manœuvres mises en œuvre pour l'évitement d'autres objets spatiaux et coordination avec les autres opérateurs ;*
- *état des moyens sol.*

Les REVEX (Revue d'Exploitation) pratiquées au CNES et chez certains opérateurs, permettent de statuer sur l'état du satellite et en particulier des systèmes plateforme nécessaires au retrait de service. De telles pratiques sont encouragées et y convier le bureau LOS favorise un bouclage vertueux entre opérateur et régulateurs, dans une saine transparence.

Les opérateurs sont par ailleurs encouragés à diffuser (a minima annuellement) au bureau LOS un état de leur flotte, statuant sur la disponibilité des chaînes fonctionnelles de la plateforme et confirmant l'aptitude au retrait de service.

À la suite de la réalisation d'un service en orbite qui s'est déroulé de manière nominale, une simple notification de la part de l'opérateur permet de répondre au besoin, sans nécessité d'organiser une revue spécifique.

3.8 DEORBITER / REORBITER LES SATELLITES EN FIN DE VIE

Article 41-8 : Obligation de retrait de service

1. Les systèmes spatiaux doivent être conçus, produits et mis en œuvre de telle sorte que, à l'issue de leur phase opérationnelle, ils effectuent un retrait de service soit par :

- une libération de l'attraction terrestre ;
- une rentrée atmosphérique, contrôlée ou non ;
- une mise sur orbite cimetière entre la région protégée A et la région protégée B ;
- une mise sur orbite cimetière au-dessus de la région protégée B.

2. S'agissant des objets spatiaux situés, pendant leur phase opérationnelle, sur une orbite incluse dans la région protégée A ou la traversant, seule une libération de l'orbite opérationnelle par une rentrée atmosphérique est autorisée.

3. S'agissant des objets spatiaux situés, pendant leur phase opérationnelle, sur une orbite incluse dans la région protégée B ou la traversant : si l'orbite cimetière visée par l'objet spatial après les manœuvres de retrait de service a une excentricité inférieure à 0,1, elle doit être située au-dessus de la région protégée B.

Chaque contrainte orbitale liée à la méthode choisie est ensuite décrite par des articles dédiés, et détaillés ci-après.

La réorbitation au-dessus de 2000 km, d'un satellite en orbite basse, initialement possible dans la RT 2017, est donc maintenant exclue et il est nécessaire de prévoir la capacité d'ergol afin de répondre aux exigences de rentrées naturelle ci-dessous.

Le **c)** impose aux satellites géostationnaires visant une orbite cimetière quasi circulaire un retrait de service au-dessus de la zone B.

En revanche, il est possible pour une orbite du type 5 000 km X 36 000 km de choisir une orbite cimetière en MEO (respectant les dispositions de l'[article 41-10](#)) de même que de choisir une rentrée atmosphérique en abaissant l'orbite (respectant les dispositions de l'[article 41-9](#)).

Dans le cas d'une libération de l'attraction terrestre, l'opérateur devra tout de même effectuer une analyse de propagation orbitale pour vérifier le non-retour dans les zones protégées (idéalement durant les 100 années suivantes), bien que la pertinence d'une extrapolation à aussi long terme se pose car la propagation est très dispersée et il sera dans certains cas très probablement difficile de garantir une non interférence avec les zones A et B.

Article 41-9 : Durée de vie orbitale maximum avant une rentrée atmosphérique

Dans le cas où le retrait de service de l'objet spatial conduit à une rentrée atmosphérique, la durée résiduelle en orbite ne peut excéder :

- trois ans pour les systèmes ayant une phase opérationnelle inférieure à 1 an ; ou
- trois fois la durée de la phase opérationnelle et dans tous les cas, ne peut excéder vingt-cinq ans.

Cette durée résiduelle en orbite est considérée dès l'absence de capacité de manœuvre.

Au titre de cet article, la phase opérationnelle est entendue comme débutant à la prise de maîtrise de l'objet considéré par l'opérateur initial.

Il est toutefois recommandé de diminuer la durée de rentrée autant que possible dans le cas où l'opérateur disposerait de ressources en énergies additionnelles par rapport à son estimation initiale.

Le guide d'utilisation STELA en [DR5] décrit notamment l'utilisation du logiciel STELA, et recommande l'utilisation d'une activité solaire « constante équivalente » simplifiant fortement l'analyse de la rentrée naturelle du satellite dans le cas LEO. Le calcul produit pour estimer la durée de rentrée atmosphérique, sera basé sur une simulation STELA avec flux solaire moyen.

Par phase opérationnelle, on entend durée de l'autorisation demandée telle que définie dans le dossier de demande, incluant la phase de retrait de service de l'objet.

Cette durée est à prendre en compte dès l'absence de capacité de manœuvre, c'est-à-dire :

- à l'issue du retrait de service pour les systèmes équipés d'éléments propulsifs permettant de modifier l'orbite.
- dès l'arrêt de la mise en œuvre de la capacité de manœuvre.
- Note : il n'est pas question ici de considérer de potentielles anomalies menant à une perte de la capacité de manœuvre, mais bien de la stratégie nominale des opérations.
- dès l'injection pour les systèmes non équipés d'éléments propulsifs permettant de modifier l'orbite.

Article 41-10 : Caractéristiques d'une orbite cimetièrre entre la région protégée A et la région protégée B
Une orbite cimetièrre entre la région protégée A et la région protégée B, doit être telle que, sous l'effet des perturbations naturelles et les incertitudes associées, dans les cent ans qui suivent la fin de la phase de retrait de service, l'objet spatial ne revienne ni dans la région protégée A, ni dans la région protégée B, ni n'interfère avec les orbites opérationnelles des constellations déjà présentes entre ces deux régions.

Pour cette zone orbitale, il est recommandé d'utiliser des orbites cimetièrre à faible excentricité ($< 0,1$) afin de limiter les zones orbitales affectées à l'issue du retrait de service.

Des calculs STELA doivent être menés (avec le paramétrage adapté) afin de regarder les évolutions de telles orbites cimetièrres dans les 100 ans.

Pour plus de précisions, on se référera au guide d'utilisation STELA [DR5], ainsi qu'à l'utilisation de l'outil STELA (§10.1).

Par ailleurs, pour répondre à la dernière partie de l'article, l'opérateur expliquera simplement la logique de choix de l'orbite cimetièrre, notamment en regard des constellations opérationnelles (type GNSS) qui seraient présentes dans la zone MEO, au moment du dépôt du dossier LOS (en particulier Galileo, GPS, Glonass, Beidou, ...).

Article 41-11 : Caractéristiques d'une orbite cimetièrre au-dessus de la région protégée B
Une orbite cimetièrre au-dessus de la région protégée B doit être telle que, sous l'effet des perturbations naturelles, dans les cent ans qui suivent la fin de l'opération, l'objet spatial ne revienne pas dans la région protégée B.

En première approximation la formule suivante, issue des recommandations IADC, permet de calculer l'accroissement de l'altitude du périhélie assurant le respect de cette exigence :

$$\Delta H = 235 \text{ km} + (1000 \times C_R \times \frac{A}{m})$$

Avec :

ΔH : accroissement de l'altitude du périhélie, en km

C_R : pression de radiation solaire, typiquement entre 1.2 et 1.5

$\frac{A}{m}$: ratio entre la surface apparente et la masse sèche de l'objet spatial ($\text{m}^2 \cdot \text{kg}^{-1}$)

Pour plus de précisions, on se référera au guide d'utilisation STELA en [DR5], ainsi qu'à l'utilisation de l'outil STELA (§10.1).

3.9 ESTIMER LE BILAN D'ERGOL

Article 39-2 : Gestion des ergols

La probabilité, calculée avant le lancement, de disposer, à chaque instant pendant la mission et ce, jusqu'à l'engagement des manœuvres de retrait de service, des ergols nécessaires aux manœuvres de fin de vie pour les réaliser avec succès, doit être au moins de 0,99.

L'opérateur expliquera la façon de sécuriser le budget d'ergol nécessaire au delta V de désorbitation.

Les postes suivants seront renseignés :

- Masse d'ergol au lancement
- Masse d'ergol nécessaire à la désorbitation (margée 2.57 sigma)
- Impuisables (géométriques ou autres)
- Prévission de consommation (margée via à vis de la durée nominale de mission) depuis l'injection lanceur jusqu'au début du retrait de service
- Prise en compte de manœuvres d'évitement potentielles au cours de la durée de vie opérationnelle de l'objet.
- Incertitude (2.57 sigma) sur l'estimation de la consommation effective juste avant d'engager le retrait de service. Ce poste dépend de la méthode utilisée par l'opérateur, qui sera précisée.

Cette estimation est mise à jour par l'opérateur durant la vie opérationnelle du satellite et sera notamment présentée en cas de demande d'extension de mission.

3.10 CALCULER LA FIABILITE DES OPERATIONS ASSOCIEES AU RETRAIT DE SERVICE

Article 41-12 : Fiabilité des opérations de retrait de service

La probabilité de pouvoir effectuer avec succès les opérations de retrait de service (incluant les opérations de passivation ainsi que les manœuvres de retrait de service) doit être égale ou supérieure à 0.9.

Cette probabilité doit être calculée avant le lancement par l'opérateur sur la durée de la phase de maîtrise pour laquelle le système a été qualifié et prend en compte tous les systèmes, sous-systèmes et équipements nécessaires pour ces opérations, leurs niveaux de redondance éventuels et leur fiabilité, à l'exception des éléments sol. À noter que le calcul de cette fiabilité ne prend pas en compte la probabilité d'impact extérieur.

*Note : il est recommandé de prendre en compte la **probabilité de disposer des ergols qui doit être supérieure à 99% dans le calcul de la probabilité de succès des opérations de retrait de service.***

Cette probabilité est calculée à partir de la fiabilité des équipements nécessaires à la mise en œuvre des opérations de fin de vie du satellite, à savoir :

- La désorbitation/ré-orbitation du satellite (pour libération des zones A ou B) sauf si le satellite se trouve déjà sur son orbite de retrait de service, respectueuse de la RT.
- Les passivations fluide et électrique du satellite.

La méthodologie présentée ici est issue du document CNES [DR6] « Guide sur l'évaluation de la probabilité de réussite des opérations de fin de vie d'un satellite », disponible sur demande et dans lequel un exemple de calcul est détaillé.

Etape 1 : Identifier les équipements nécessaires pour réaliser ces opérations

La non-utilisation de certains équipements pour réaliser les opérations de fin de vie permet de libérer des ressources en énergie, ils ne doivent pas être pris en compte dans les bilans de fiabilité, sauf si leur défaillance peut compromettre ces opérations. Ainsi, la charge utile d'un satellite est classiquement exclue du calcul.

En règle générale, les sous-systèmes permettant d'effectuer des manœuvres de désorbitation sont au minimum les suivants :

- Calculateur
- Système de puissance
- Thermique
- SCAO et propulsion
- TM/TC

Cependant, certains équipements de ces chaînes fonctionnelles bord ne sont pas nécessairement mobilisés pour les manœuvres de désorbitation et l'estimation de fiabilité pourra donc être réalisée en tenant compte du 'juste nécessaire'.

De même, les sous-systèmes et équipements utilisés pour réaliser les passivations (fluide et électrique) peuvent différer selon la définition des séquences de passivation et sont donc à préciser par l'opérateur

quand il estime la fiabilité associée à ces passivations.

Note : la disponibilité du système TM/TC est exigée (au titre de la capacité de maîtrise de l'objet spatial) dès lors que le satellite est 'opéré' (par le sol) pour réaliser son retrait de service. Au minimum pour confirmer l'engagement des passivations électrique et fluïdique.

Etape 2 : Modéliser la fiabilité du scénario « Réussite des opérations de retrait de service »

Il faut prendre en compte le scénario nominal prévu et les éventuels scénarios alternatifs afin de modéliser les diverses possibilités de retrait de service. Les techniques de modélisation sont celles classiquement utilisées en Sûreté de Fonctionnement (Bloc Diagramme Fiabilité, réseaux markoviens, Réseaux de Petri, etc.).

Etape 3 : Evaluer les taux de panne ou de fiabilité des équipements

Plusieurs méthodes sont possibles pour évaluer les taux de panne ou de fiabilité :

- En menant une analyse de fiabilité prévisionnelle à partir d'un recueil de fiabilité (par exemple en utilisant les méthodes MIL-HDBK-217 ou FIDES). Le choix de la méthode est à faire par l'opérateur qui apportera la justification de sa pertinence,
- En s'appuyant sur du Retour d'EXpérience en orbite d'équipements similaires (techniques bayésiennes, technique du χ^2 (Khi-deux)),
- En s'appuyant sur des analogies avec des équipements ayant déjà volé (avis d'expert),
- En s'appuyant sur les données de fiabilité fournies par les fabricants des équipements ou composants.

Etape 4 : Calculer la fiabilité globale de cette chaîne d'équipements (probabilité de retrait de service)

Ce calcul de fiabilité est réalisé sur la durée totale de l'autorisation demandée, depuis la mise à poste et incluant la durée des opérations de retrait de service.

Il est basé sur les hypothèses suivantes :

- Sur la durée de qualification, les composants électroniques sont supposés avoir des taux de panne (λ) constants, et les composants sont supposés pouvoir tomber en panne indépendamment les uns des autres, sauf si une propagation de panne est identifiée dans les analyses SDF,
- Le calcul ne couvre que des pannes aléatoires,
- La loi exponentielle est utilisée pour calculer la fiabilité (R) selon les formules :
 - Point de Panne unique :

$$R_{PPU} = e^{-\lambda_{ON} * t}$$

- Redondance Active :

$$R_{ACTIVE}(m/n) = \sum_{i=0}^{n-m} C_n^i (1 - e^{-\lambda_{ON} * t})^i * (e^{-\lambda_{ON} * t})^{n-i} \quad \text{avec } C_n^i = \frac{n!}{i!(n-i)!}$$

- Redondance Passive :

$$R_{PASSIVE}(m/n) = e^{-m \cdot \lambda_{ON} \cdot t} \left[1 + \sum_{i=1}^{n-m} \frac{(1 - e^{-\lambda_{OFF} \cdot t})^i}{i!} \prod_{j=0}^{i-1} \left(j + m \frac{\lambda_{ON}}{\lambda_{OFF}} \right) \right]$$

- Le taux de panne des éléments qui ne sont pas en fonctionnement (λ_{OFF}) est supposé être 1/10 du taux de panne (λ_{ON}) pour les composants EEE,
- Pour les équipements dont le rapport cyclique (α) est différent de 100%, un taux de panne équivalent est calculé d'après la formule :

$$\lambda_{eq} = \lambda_{ON} \cdot \alpha + (1 - \alpha) \cdot \lambda_{OFF}$$

- Les éléments structuraux (supports par exemple) et les isolations thermiques sont supposés avoir des marges suffisantes, et de ce fait une probabilité de panne négligeable.

Par ailleurs,

- La prise en compte, pour les électroniques, des températures opérationnelles réalistes estimées à partir de modèles thermiques (expérience filière, analyses thermiques avec marges réalistes) est possible,
- La fiabilité des éléments structuraux est évaluée par des méthodes adaptées et est présentée dans le dossier fourni au Bureau LOS. Les règles de conception utilisées peuvent être basées sur une approche fiabiliste avec l'utilisation de méthodes adaptées (par exemple méthode Contrainte-Résistance) ou sur une approche déterministe avec des marges de sécurité adaptées (Cf. ECSS-E-ST-32-10 "Structural factors of safety for spaceflight hardware").
- Les éléments pour lesquels la probabilité de panne est négligée doivent avoir des marges de dimensionnement qui seront à présenter dans le dossier d'analyse.

Cas particulier des architectures à faible niveau de redondance ou d'utilisation d'équipements électroniques du type COTS dont la robustesse est moindre qu'un standard spatial de haut niveau (High Reliability).

Pour ces architectures (proposées notamment sur les petites plateformes du 'NewSpace') l'objectif de 0.9 pour les passivations électriques et fluidiques, peut être difficile à atteindre sur les durées visées de ces missions. Aussi, des solutions ou pistes alternatives ou compensatoires sont à l'étude comme celles proposées ci-dessous, sans exhaustivité :

- Des solutions à base de 'watchdog' permettant d'enclencher les passivations de façon automne, peuvent améliorer substantiellement la fiabilité de réussir le retrait de service puisqu'elles ne nécessitent pas de disposer du système TM/TC. Si leur robustesse est démontrée (par leur design), la Réglementation Technique n'exige pas que l'enclenchement de ces séquences soient démontrée par réception de TM (comme demandé par [l'article 39](#) mentionné au §3.7.1 si la séquence nominale de passivation est commandée par TC)

- À noter toutefois que ce système de watchdog permet de s'affranchir de certaines chaînes fonctionnelles pour le calcul de la fiabilité des opérations de passivation électrique et/ou fluïdique, mais la fiabilité devra toujours être démontrée pour la désorbitation si elle est nécessaire.
 - Des systèmes de passivation autonomes et 'déterministes', basés sur des informations robustes peuvent aussi être considérés comme des solutions adaptées à des architectures électriques faiblement redondées.
 - La démonstration (par design et par tests) de l'absence de génération de débris sur un système (fluïde ou électrique) non passivé, dans des conditions extrêmes couvrant les environnements rencontrés et leurs conséquences (température, surcharge batterie) après la perte de contrôle du satellite, est une solution acceptable pour la LOS. Ainsi, l'opérateur démontre qu'étant donné le design des équipements concernés, leur marge de dimensionnement et leur état énergétique (fluïde, électrique) à l'issue de la durée de mission nominale, le risque de génération de débris par explosion interne est nul. La taille (masse / surface) des objets sera considérée dans l'analyse LOS.
 - Pour justifier l'absence de risque de génération de débris en cas de la non passivation de la batterie les éléments suivants pourront être apportés par l'opérateur :
 - Détailler les différentes protections implémentées au niveau cellules (évent, PTC, CID, HRL, etc...)
 - Identifier dans quel domaine de SoC va rester la batterie en fin de vie
 - Estimer les domaines de température des cellules batterie attendus après le retrait de service, et vérifier si ces domaines permettent de respecter les spécifications constructeurs (notamment au niveau charge/décharge)
 - Estimer la durée de vie (post-mission) des cellules batterie sous les conditions de niveau de charge et de températures
 - Valider (a minima modéliser) à moyen ou long terme le comportement de l'EPS et de la charge-décharge batterie avec des phases représentatives d'illuminations des panneaux
 - Idéalement fournir un dossier de justification avec des tests abusifs sur les packs batteries (dont essais de surcharge, court-circuit, surchauffe afin de voir à quelle température se produit l'emballement thermique et quelles sont les conséquences)
 - Une certification IEC 62133-2:2017 peut également être un élément supplémentaire rassurant
- On peut aussi montrer que même en cas de surcharge batterie menant à une explosion, les débris seraient confinés à l'intérieur du satellite (dimensionnement d'un « sarcophage » pour contenir les débris).

4 LIMITER LE RISQUE LETAL LORS DU RETOUR SUR TERRE D'UN OBJET SPATIAL

Article 44 : Objectifs quantitatifs pour la sécurité des personnes pour le retour sur Terre d'un objet spatial

1. S'agissant du retour d'un objet spatial, l'objectif quantitatif de sauvegarde, exprimé en probabilité maximale admissible de faire au moins une victime (risque collectif), est de 10⁻⁴.

2. Les dispositions mentionnées au 1 du présent article doivent être évaluées en prenant en compte :

- la stratégie de rentrée atmosphérique (contrôlée ou non contrôlée) ;
- la population à la date de rentrée prévue ;
- l'ensemble des phénomènes conduisant à générer un risque de dommage catastrophique ;
- les trajectoires avant fragmentation ;
- la modélisation des scénarios de fragmentation et de génération des débris correspondants à la rentrée ;
- la dispersion au sol des débris et l'évaluation de leurs effets ;
- la fiabilité de l'objet spatial.

3. Ces objectifs comprennent le risque associé au retour nominal de l'objet ou de ses fragments ainsi que celui associé aux cas non nominaux. Ces objectifs sont sans préjudice des dispositions des articles 42 et [45](#) du présent arrêté.

4.1 INTRODUCTION

Lors du retour sur terre, un objet spatial est soumis à des flux aérothermiques pouvant provoquer sa désintégration en fragments susceptibles d'atteindre le sol et de faire des victimes. Ces fragments sont issus de la rupture de certaines liaisons entre les divers constituants de l'objet spatial.

La trajectoire et la transformation de chaque fragment jusqu'au sol sont calculées par un outil utilisant en entrée des conditions orbitales et une modélisation de l'objet spatial basée sur une bonne connaissance de la structure et de la résistance mécanique et thermique (aux forces aérothermiques) des différents constituants et des liaisons entre eux.

Cette modélisation pour un outil orienté objets (type DEBRISK) définit ces fragments par leur forme, leur masse, leurs dimensions et par les matériaux qui les constituent.

La probabilité de faire au moins une victime est calculée en prenant en compte les caractéristiques de l'ensemble des fragments qui atteignent le sol, la répartition géographique de la population et le type de rentrée.

Ce chapitre décrit les bonnes pratiques permettant de contribuer à établir les éléments attendus a minima dans le chapitre de l'Etude des Dangers relatif à la probabilité de faire au moins une victime lors du retour sur Terre d'un objet spatial.

Le contenu de l'Etude des Dangers, tel que demandé à l'Article 15 de l'arrêté relatif à la composition documentaire, partie dommages aux personnes à l'occasion d'une rentrée sur Terre, ou celui de l'étude d'impact, tel que demandé à l'Article 16 de l'arrêté relatif à la composition documentaire, doit en effet permettre :

- De répondre aux objectifs quantitatifs, exprimés en probabilité maximale admissible de faire au moins une victime ([Article 44](#) et [Article 48-2](#)),
 - Pour les rentrées aléatoires (rentrées non contrôlées) sur la base de l'estimation des fragments rentrant,
 - Pour les rentrées contrôlées, sur la base de l'estimation des fragments rentrants et de la probabilité d'échec de ce mode de rentrée.
- De décrire et de justifier les constituants susceptibles d'atteindre le sol,
- Pour les rentrées non contrôlées : de justifier les choix d'architecture et de matériaux des objets spatiaux vis-à-vis de l'objectif de limiter le nombre et l'énergie (cinétique et explosible) des fragments susceptibles d'atteindre le sol.
- Pour les rentrées contrôlées : de présenter le calcul de l'estimation de la zone de retombée et les procédures opérationnelles mises en œuvre vis-à-vis des autorités aériennes et maritimes, ainsi que des risques de collision en orbite, associés aux manœuvres de déorbitation.

4.2 DEFINITIONS

Domage catastrophique : a pour conséquence une perte de vie humaine, immédiate ou différée, ou des blessures graves aux personnes entraînant des atteintes irréversibles à la santé, des invalidités et/ou maladies professionnelles permanentes.

Rentrée Aléatoire (RA) ou Rentrée Non Contrôlée (RNC) : *Rentrée atmosphérique d'un objet spatial pour laquelle il n'est pas possible de prédire la zone d'impact sur Terre de l'objet ou de ses fragments.*

Elle doit donc respecter l'[Article 44](#) de la RT qui demande une probabilité maximale de 1×10^{-4} de faire une victime, ainsi que l'[Article 48-2](#) de la RT dans le cas d'une méga-constellation.

Rentrée Naturelle Assistée (RNA) : Méthode de désorbitation visant à limiter la probabilité de victime (conformité LOS) sans faire de rentrée contrôlée, mais en limitant la zone de retombée possible à quelques orbites. Ce mode de rentrée doit aussi respecter l'exigence exprimée à l'[Article 44](#) de la RT qui impose une probabilité maximale de faire une victime inférieure à 1×10^{-4} en cas de panne, et éventuellement l'[Article 48-2](#) de la RT dans le cas d'une méga-constellation. Elle ne doit toutefois pas nécessairement satisfaire à l'[Article 46](#) de la RT.

À noter que dans le cas d'une Rentrée Naturelle Assistée, l'objet devra être en capacité d'effectuer des opérations de passivation, mais celles-ci ne seront pas nécessairement exigées en fin de mission étant donné la très courte durée en orbite à l'issue de la dernière manœuvre de retour sur Terre.

Rentrée Contrôlée (RC) : Rentrée atmosphérique d'un objet spatial avec une zone prédite de contact ou d'impact sur Terre de l'objet ou de ses fragments. Une rentrée contrôlée peut se faire soit sur site avec précision, soit en visant une zone limitée avec un certain niveau de confiance.

Elle doit donc respecter l'[Article 46](#) de la RT pour laquelle la Zone de Retombée (ZdR) associée à une probabilité de 99,999 % ne doit pas interférer avec le territoire, y compris les eaux territoriales, de tout Etat, sauf accord de ce dernier, ainsi que l'[Article 44](#) de la RT qui impose une probabilité maximale de faire une victime inférieure à 1×10^{-4} en cas de panne, et éventuellement l'[Article 48-2](#) de la RT dans le cas d'une méga-constellation. Dans le cas d'une rentrée sur site avec précision, se référer à l'[Article 46-1](#) (cf. section 4.9).

L'exigence de passivation de l'alinéa 3 de l'[article 40](#) n'est pas applicable à ce type de rentrée, mais comme mentionné dans le paragraphe 3.3 de ce document il est fortement recommandé d'introduire des systèmes permettant la passivation pour mise en œuvre dans le cas où la rentrée contrôlée ne serait plus réalisable suite à une anomalie plateforme.

Manœuvre initiale de RC : Manœuvre réalisée au début du Retrait de Service après décision de faire une RC.

Premières manœuvres de RC : Manœuvres réalisées après l'instant de décision de réaliser une RC conduisant de l'orbite opérationnelle à une orbite stable avant la manœuvre finale.

Manœuvre finale de RC : Dernière manœuvre de RC qui fait passer d'une orbite stable à une orbite rentrante.

Orbite rentrante de RC : Orbite se terminant par la rentrée atmosphérique.

SPOUA : South Pacific Ocean Uninhabited Area

Victime : une victime est une personne qui a subi personnellement un dommage catastrophique.

4.3 CALCULER LA SURFACE MEURTRIE

La pratique recommandée par ce guide est d'utiliser l'**outil DEBRISK** (cf. §10.2) dans sa version autorisée la plus récente. Ce logiciel permet l'évaluation de la survivabilité des fragments d'un véhicule rentrant dans l'atmosphère terrestre, en utilisant une approche orientée objet. Cette approche suppose que le véhicule rentrant (nommé par la suite véhicule parent), puisse être modélisé comme un jeu de plusieurs objets, de formes géométriques élémentaires :

- Il calcule la trajectoire et la thermique du véhicule rentrant dans l'atmosphère terrestre,
- Il intègre la perte des générateurs solaires à l'altitude supposée de cet évènement,
- Il prend en compte la fragmentation du véhicule à l'altitude supposée de cet évènement,
- Pour chaque objet représentant un fragment, il calcule, pas à pas sa trajectoire, sa température ainsi que son ablation éventuelle en fonction des flux entrants et sortants.

Cet outil a besoin en entrée des conditions initiales cinématiques du véhicule parent, de ses caractéristiques physiques, ainsi que d'une liste d'objets. Cette liste représente les fragments du véhicule étudié, liés ou non entre eux suivant différents types de relations, et qui naitront à partir de l'altitude de fragmentation principale du dit véhicule. Cette liste est sous la responsabilité de l'opérateur qui la produit et le fichier d'entrée Debrisk pourra être fourni au titre de la demande.

La première étape consiste donc à établir et justifier comment s'opère la fragmentation, car le logiciel DEBRISK ne le définit pas : c'est une démarche nécessitant des compétences d'ingénieur expert en mécanique, structure, et matériaux.

Dans l'évaluation de la fragmentation, il est donc nécessaire de conduire à minima la démarche suivante :

- ***Représentation du véhicule spatial intègre avant fragmentation.***
- ***Décomposition en objets fragments primaires, secondaires, etc.***
- ***Connaissance des matériaux qui constituent chaque élément du satellite.***

Pour cela, l'opérateur doit s'appuyer sur les documents tels que :

- ***DJD : Dossiers de Justification et de Définition***
- ***CIDL (Configuration Item Data List) : La configuration des équipements (liste des pièces, S/S ensembles)***
- ***DML (Declared Material List) : Les matériaux utilisés, avec leurs caractéristiques***
- ***DPL (Declared Process List) : Les procédés utilisés pour assembler les éléments (collage, brasures, ...), et leurs caractéristiques (conduction, fusions, ...)***
- ***MICD : Plans des pièces, géométries***

- **Bilan MCI : Masses des éléments**
- **CAO : Conception Assistée par Ordinateur**

DEBRISK nécessite une connaissance précise de tous les fragments en volume pour pouvoir effectuer une fragmentation réaliste. À titre d'exemples, l'opérateur doit connaître les éléments constituant l'intérieur d'une roue à inertie, les dimensions/masses (ou épaisseur) de la coque du boîtier électronique et de ses cartes, l'épaisseur des peaux et du NIDA d'un panneau sandwich...

Pour l'utilisation de cet outil, l'opérateur se référera à son Manuel Utilisateur **DBK-MU-LOG-0205-CNES** et son guide d'utilisation pour les applications satellites **DBK-NT-LOG-0567-CNES** [DR3].

Une fois la simulation terminée, et la liste des fragments qui survivent définie par DEBRISK, le calcul de référence utilisé pour les estimations de risque qu'une personne soit touchée par un objet atteignant le sol, est celui de la surface meurtrie (ou « casualty area » A_c). Cette surface décrit le potentiel de nuisance d'un objet atteignant le sol par rapport à la présence éventuelle d'un être humain à proximité. Elle est donc spécifique à chaque forme d'objet. Cette méthode est définie en Figure 4-1 telle que :

$$A_c = (\sqrt{A_h} + \sqrt{A_d})^2$$

où A_h représente la surface d'un disque de diamètre $D_h = 0,677m$, (largeur moyenne d'épaule d'un humain), et A_d représente la surface d'un disque égale à la surface projetée moyenne du débris en mouvement qui retombe.

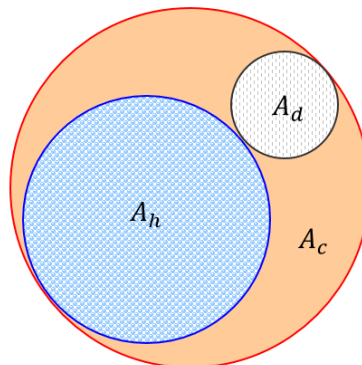


Figure 4-1– Surface meurtrie ou « Casualty Area »

4.4 LIMITER LA SURFACE MEURTRIE PAR LE DESIGN FOR DEMISE

Le « design for demise » s'appuie typiquement sur les solutions technologiques visant à :

1. Réduire la masse des composants ;
2. Remplacer des matériaux (température de fusion plus faible, chaleur massique plus faible, émissivité infra-rouge, avec éventuelle oxydation, plus faible, réactivité chimique plus faible, ...) dans la structure ou les équipements ;
3. Modifier la géométrie pour augmenter le flux aérothermique reçu ;
4. Mettre en place un dispositif de rupture anticipée de la structure du satellite ou d'équipements.

Au-delà de la vérification de la qualification des solutions technologiques envisagées, il conviendra de s'assurer que le bénéfice est bien pris en compte dans le calcul de la surface meurtrie.

Dans le cadre de l'utilisation du logiciel DEBRISK V3, les paramètres pouvant être utilisés sont :

1. Les masses et géométries des composants ;
2. Les propriétés physiques des matériaux (température de fusion, émissivité, écaillage ;
3. L'altitude de rupture principale de la structure du satellite ;
4. La température de séparation entre composants du satellite.

Une technologie dont les qualités de « démisabilité » ne pourraient pas être modélisées par DEBRISK V3 peut être justifiée par essai, dans un environnement représentatif ou moins sévère que celui attendu à la réentrée.

Il est indispensable de s'assurer que la surface meurtrie pour chacun des composants séparés soit nulle (ou significativement réduite) pour ne pas augmenter la surface meurtrie totale par ajout des aires incompressibles.

Les éléments concernés sont typiquement : la structure (y compris masses d'équilibrage), les réservoirs, les roues à inertie, les magnéto-coupleurs, les équipements optiques (miroirs, plaque support), les batteries, les gros mécanismes, les gros boîtiers électroniques, notamment protégés par la structure.

Pour les réservoirs d'hydrazine, la quantité résiduelle après passivation va s'échauffer et se décomposer. Si les tuyauteries d'alimentation et/ou de pressurisation ne se sont pas rompues, le réservoir va s'ouvrir sous l'effet combiné de la surpression issue de la décomposition adiabatique de l'hydrazine et de la perte des propriétés mécaniques du réservoir à cause de l'échauffement aérothermodynamique. On considérera que le réservoir ne se fragmente pas mais se déchire et arrive en une seule pièce au sol.

À équipements identiques, l'ouverture anticipée du satellite (par exemple séparation du plateau porte-propulsion du reste de la plateforme) peut permettre une augmentation sensible du flux thermique sur l'ensemble des structures internes.

4.5 CHOISIR LA METHODE DE RENTREE

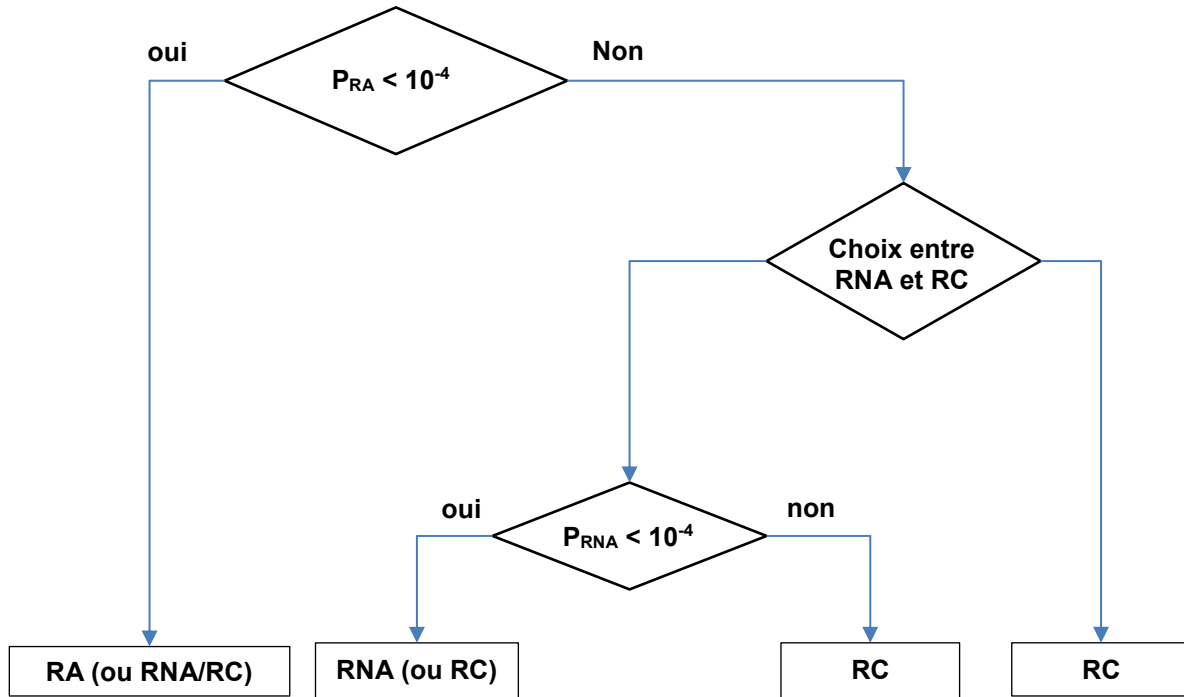


Figure 4-2: Organigramme de décision du choix du type de rentrée

Une Rentrée Contrôlée (RC) consiste en une ou plusieurs manœuvres/poussées dont la dernière amène le véhicule sur une orbite rentrante impliquant un retour sur Terre (hors panne) immédiat en moins d'une demi-orbite. Pour la rentrée contrôlée des satellites, la zone qui doit être visée est la **SPOUA**.

Une Rentrée Naturelle Assistée (RNA) consiste en une série de manœuvres/poussées amenant le véhicule sur une orbite encore non rentrante mais depuis laquelle il est possible de prédire la zone de retombée avec une dispersion de l'ordre de quelques orbites seulement (donc une durée de vie de quelques heures à quelques jours seulement entre la fin de la dernière manœuvre et la rentrée atmosphérique).

4.6 CALCULER LE RISQUE LETAL

4.6.1 Définitions et acronymes

ZDR	Zone de Rentrée Zone dans laquelle les débris retomberont dans le cas d'une RC.
ODR	Orbites de rentrée Orbites sur lesquelles s'effectuera la rentrée finale lors d'une RNA.
P _{RA}	Probabilité de faire au moins une victime en cas de <u>RA</u> . Il couvre les cas suivants : <ul style="list-style-type: none"> • Cas d'un choix <u>RA</u> initiale ; • Impossibilité de pouvoir réaliser une <u>RC</u> ou une <u>RNA</u> en fin de mission ; • Cas de panne lors des premières manœuvres de <u>RC</u> ou de <u>RNA</u> ; • Cas de panne lors de la manœuvre finale de <u>RC</u> qui conduirait à une orbite non rentrante. • Cas de panne lors des dernières manœuvres de <u>RNA</u> qui conduirait à une rentrée hors ODR. <p>Risque calculé pour une date de rentrée donné (pour une bonne prise en compte des densités de population) correspondant à la date de décision de la stratégie de Retrait de Service en nominal (par convention, car, en réalité, la date de rentrée dépend des différents cas).</p>
P _{RNA}	Probabilité de faire au moins une victime en cas de <u>RNA</u> .
P _{RC}	Probabilité de faire au moins une victime en cas de <u>RC</u> (cf. organigramme dédié)
P _{RCI}	Probabilité d'être capable d'engager pour la <u>RC</u> ou la <u>RNA</u> , la manœuvre <u>initiale</u> à la date de fin de mission. Calculée sur la durée de la mission jusqu'à la date de la manœuvre initiale de RC ou de la RNA
P _{RCF}	Probabilité d'être capable d'engager pour la <u>RC</u> ou la <u>RNA</u> , la manœuvre <u>finale</u> sachant que la <u>RC</u> ou la <u>RNA</u> a été engagée. Calculée entre la date de déclenchement de la manœuvre initiale de RC ou de la RNA et la date de déclenchement de la manœuvre finale. Cette durée dépend de la stratégie de désorbitation, des contraintes opérationnelles et des risques de report.
P _{PNR}	Probabilité de <u>panne</u> lors de la manœuvre finale d'une <u>RC</u> conduisant à une orbite <u>non rentrante</u> . Calculée entre le début de la manœuvre finale et l'instant correspondant au dernier cas de panne qui conduit une orbite non rentrante.
P _{OR}	Probabilité de faire au moins une victime suite à une panne lors de la dernière manœuvre de RC amenant à une <u>orbite rentrante</u> hors de la Zdr.
P _{ZDR}	Probabilité d'atteindre la zone de rentrée (ZDR) lors de la manœuvre finale de <u>RC</u> . Calculé entre l'instant correspondant au dernier cas de panne qui ne conduit pas à une orbite rentrante et la fin de la manœuvre.
P _{ODR}	Probabilité d'atteindre les orbites de rentrée lors des manœuvres finales de <u>RNA</u> .

Tableau 3: Définitions et acronymes relatifs au risque lors du retour sur terre

4.6.2 Calcul de la probabilité de victime en Rentrée aléatoire

La méthode de calcul est présentée dans le chapitre dédié au logiciel ELECTRA, cf. paragraphe 10.3.

Le tableau ci-dessous permet à l'opérateur d'estimer, en fonction de l'année de retombée et de l'inclinaison de l'orbite de rentrée, la surface meurtrie totale envisageable afin de ne pas dépasser le seuil de risque de la réglementation technique.

Il s'agit d'une estimation en prenant l'hypothèse d'un débris unique. Un calcul ELECTRA complet est conseillé pour des valeurs de surface meurtrie proche des seuils du tableau.

	2021	2022	2023	2024	2025	2030	2035	2040	2045	2050	2055	2060	2065	2070	2075	2080	2085	2090	2095	2100
0	9.06	8.83	8.61	8.4	8.18	7.26	6.47	5.79	5.21	4.72	4.24	3.82	3.44	3.09	2.79	2.51	2.26	2.03	1.83	1.65
5	9.7	9.52	9.34	9.16	8.99	8.19	7.49	6.85	6.28	5.76	5.28	4.83	4.43	4.06	3.72	3.41	3.12	2.86	2.62	2.40
10	6.85	6.73	6.61	6.49	6.37	5.84	5.35	4.91	4.5	4.13	3.79	3.48	3.19	2.93	2.69	2.47	2.26	2.07	1.90	1.75
15	6.4	6.29	6.18	6.07	5.97	5.49	5.07	4.69	4.36	4.05	3.76	3.49	3.24	3.01	2.79	2.59	2.41	2.23	2.07	1.92
20	6.64	6.56	6.47	6.38	6.29	5.9	5.56	5.24	4.96	4.71	4.45	4.21	3.99	3.77	3.57	3.38	3.20	3.03	2.86	2.71
25	4.95	4.89	4.83	4.77	4.71	4.46	4.24	4.06	3.9	3.76	3.61	3.46	3.33	3.19	3.07	2.95	2.83	2.72	2.61	2.51
30	4.74	4.69	4.64	4.59	4.54	4.32	4.13	3.97	3.83	3.7	3.57	3.44	3.32	3.20	3.08	2.97	2.87	2.76	2.66	2.57
35	4.36	4.32	4.27	4.23	4.19	4.01	3.85	3.72	3.61	3.51	3.41	3.30	3.20	3.11	3.01	2.92	2.83	2.75	2.67	2.59
40	4.69	4.65	4.6	4.56	4.51	4.32	4.15	4.01	3.89	3.8	3.68	3.57	3.47	3.37	3.27	3.17	3.08	2.99	2.90	2.81
45	5.3	5.25	5.2	5.16	5.11	4.9	4.73	4.57	4.43	4.31	4.18	4.05	3.93	3.81	3.70	3.58	3.48	3.37	3.27	3.17
50	5.79	5.75	5.7	5.65	5.6	5.4	5.24	5.09	4.97	4.87	4.75	4.64	4.53	4.42	4.31	4.21	4.11	4.01	3.92	3.82
55	6.16	6.12	6.07	6.02	5.97	5.77	5.6	5.45	5.33	5.23	5.11	5.00	4.89	4.78	4.67	4.57	4.47	4.37	4.27	4.18
60	6.84	6.78	6.73	6.67	6.61	6.38	6.18	6.01	5.86	5.74	5.60	5.46	5.33	5.20	5.08	4.96	4.84	4.72	4.61	4.50
65	7.52	7.45	7.39	7.32	7.26	6.99	6.76	6.56	6.4	6.26	6.09	5.93	5.78	5.64	5.49	5.35	5.21	5.08	4.95	4.83
70	8.01	7.94	7.87	7.8	7.73	7.44	7.19	6.97	6.79	6.63	6.45	6.28	6.11	5.95	5.80	5.64	5.49	5.35	5.21	5.07
75	8.37	8.3	8.23	8.15	8.08	7.77	7.5	7.27	7.08	6.91	6.72	6.54	6.36	6.19	6.02	5.86	5.70	5.55	5.40	5.25
80	8.62	8.55	8.47	8.4	8.32	8	7.72	7.48	7.28	7.11	6.91	6.72	6.53	6.36	6.18	6.01	5.85	5.69	5.54	5.38
85	8.77	8.69	8.62	8.54	8.46	8.13	7.85	7.61	7.4	7.22	7.02	6.82	6.64	6.45	6.28	6.11	5.94	5.78	5.62	5.46
90	8.82	8.74	8.66	8.59	8.51	8.18	7.89	7.65	7.44	7.26	7.05	6.86	6.67	6.49	6.31	6.14	5.97	5.80	5.64	5.49
92	8.81	8.73	8.66	8.58	8.5	8.17	7.89	7.64	7.43	7.25	7.05	6.85	6.67	6.48	6.30	6.13	5.96	5.80	5.64	5.48
94	8.79	8.71	8.63	8.56	8.48	8.15	7.87	7.62	7.41	7.24	7.03	6.84	6.65	6.47	6.29	6.12	5.95	5.79	5.63	5.47
96	8.75	8.67	8.6	8.52	8.44	8.11	7.83	7.59	7.38	7.2	7.00	6.81	6.62	6.44	6.26	6.09	5.93	5.76	5.61	5.45
98	8.69	8.62	8.54	8.46	8.39	8.06	7.78	7.54	7.34	7.16	6.96	6.77	6.58	6.40	6.23	6.06	5.89	5.73	5.57	5.42
100	8.62	8.55	8.47	8.4	8.32	8	7.72	7.48	7.28	7.11	6.91	6.72	6.53	6.36	6.18	6.01	5.85	5.69	5.54	5.38
102	8.54	8.46	8.39	8.31	8.23	7.92	7.65	7.41	7.21	7.04	6.84	6.65	6.47	6.30	6.13	5.96	5.80	5.64	5.49	5.34
104	8.43	8.36	8.28	8.21	8.13	7.82	7.55	7.32	7.13	6.96	6.76	6.58	6.40	6.23	6.06	5.90	5.74	5.58	5.43	5.28
106	8.31	8.24	8.17	8.09	8.02	7.71	7.45	7.22	7.03	6.86	6.67	6.49	6.32	6.15	5.98	5.82	5.67	5.51	5.37	5.22
108	8.17	8.1	8.03	7.96	7.88	7.58	7.33	7.11	6.92	6.76	6.57	6.39	6.22	6.06	5.90	5.74	5.59	5.44	5.29	5.15
110	8.01	7.94	7.87	7.8	7.73	7.44	7.19	6.97	6.79	6.63	6.45	6.28	6.11	5.95	5.80	5.64	5.49	5.35	5.21	5.07

Tableau 4: surface meurtrie maxi admissible (en m²) conduisant à un risque de 1E-04, en fonction de l'année de retombée et de l'inclinaison de l'orbite.

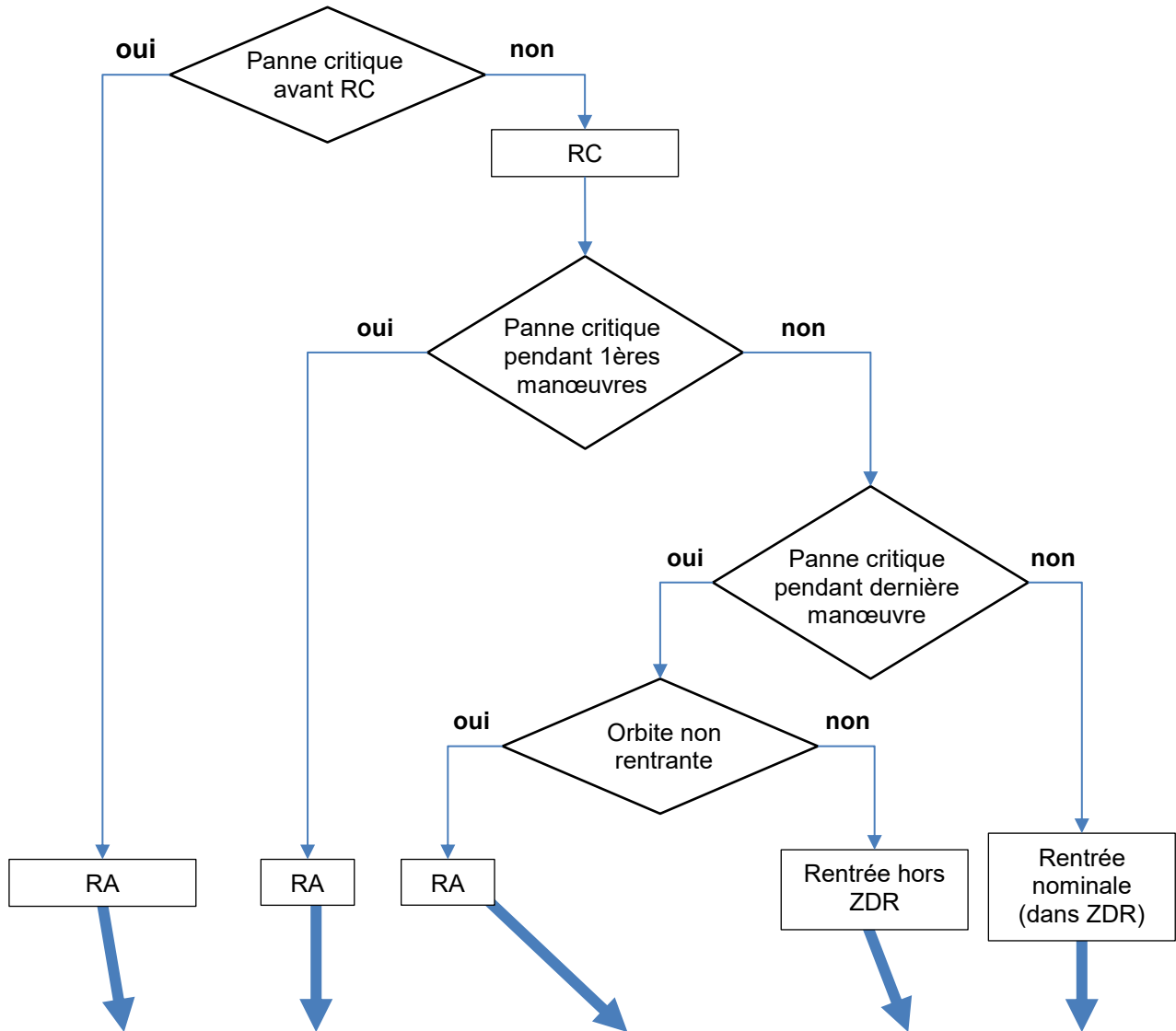
Le Tableau 4 est réalisé à partir des grilles GPW 4.11, basées sur des données population 2015 et 2020 puis extrapolées.

Remarque : L'article 44 mentionne que l'exigence de 1×10^{-4} est aussi à démontrer en cas de rentrée non nominale, typiquement dans le cas d'une rentrée aléatoire prématurée du fait de l'injection par le lanceur, sur une orbite ne permettant pas à l'opérateur de rejoindre son orbite opérationnelle. Dans le cas où le risque associé à cette panne lanceur serait de 1%, le risque léthal résultant d'une telle rentrée prématurée serait pondéré du facteur 1×10^{-2} .

Le risque de panne satellite le conduisant, à partir de l'orbite nominale d'injection lanceur, à rester sur une

orbite conduisant à une rentrée aléatoire sur terre, sera estimé par l'opérateur et pris en compte de la même façon pour estimer le risque létal associé à une telle rentrée aléatoire prématurée.

4.6.3 Calcul de la probabilité de victime en Rentrée contrôlée sur zone



$$(1 - P_{RCI}) * P_{RA} + P_{RCI} * \{(1 - P_{RCF}) * P_{RA} + P_{RCF} * [P_{PNR} * P_{RA} + (1 - P_{PNR}) * (1 - P_{ZDR}) * P_{OR} + \sim 0]\}$$

Figure 4-3: Organigramme de calcul du risque lors d'une rentrée contrôlée

Remarque : La formule ci-dessus résulte de l'organigramme de calcul. Elle se simplifie ensuite ainsi :

$$(1 - P_{RCI} * P_{RCF}) * P_{RA} + P_{RCI} * P_{RCF} * [P_{PNR} * P_{RA} + (1 - P_{PNR}) * (1 - P_{ZDR}) * P_{OR} + \sim 0]$$

Le contenu du crochet dans le second membre de cette équation peut être calculé directement par l'outil Electra en utilisant le mode RC et l'option de prise en compte du risque RA pour les pannes non rentrantes.

4.6.4 Calcul de la probabilité de victime en Rentrée contrôlée sur site

Le calcul de la probabilité de victime dans le cas d'une rentrée contrôlée sur site est présenté dans le paragraphe 4.9, après avoir défini les notions nécessaires à ce type de rentrée.

4.6.5 Calcul de la probabilité de victime en Rentrée naturelle assistée

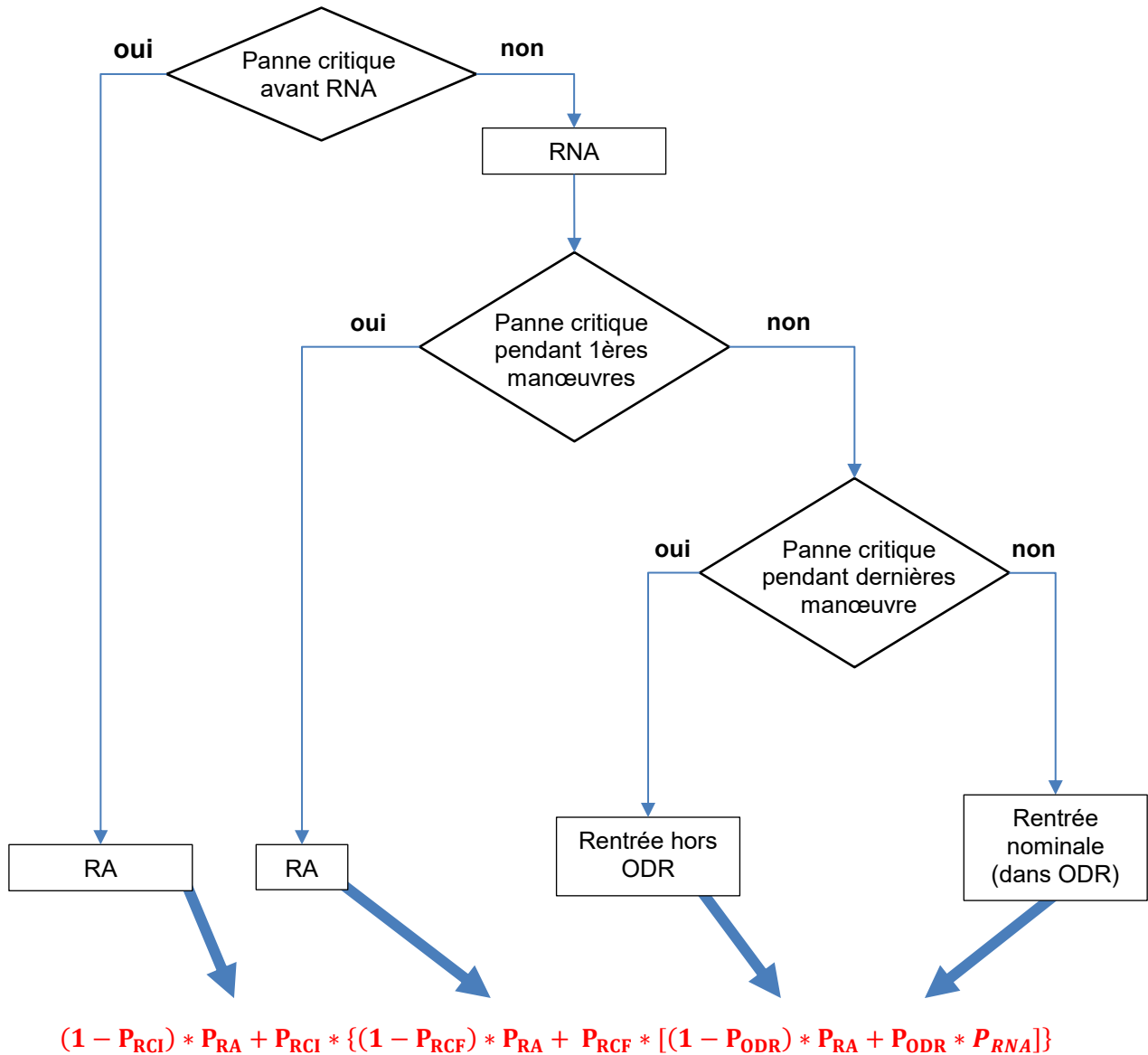


Figure 4-4: Organigramme de calcul du risque lors d'une rentrée naturelle assistée

Remarque : Contrairement à la RC, il n'y a pas vraiment une importante manœuvre finale. En fonction du design de la stratégie, les « dernières manœuvres » pourront correspondre à une ou plusieurs manœuvres.

4.7 ESTIMER LA ZONE DE RETOMBEE EN RENTREE CONTROLEE

Article 46 : Prévention des risques induits par la désorbitation et la retombée de l'objet spatial ou de ses fragments lors d'une rentrée contrôlée.

1. L'opérateur démontre l'absence de risque de collision en orbite vis-à-vis des stations habitées suite aux manœuvres de désorbitation et de retour sur Terre.

2. L'opérateur détermine les zones de retombée de l'objet spatial et de ses fragments pour toute rentrée atmosphérique contrôlée sur Terre, associées respectivement à une probabilité de 99 % et de 99,999 %. Ces zones de retombée doivent prendre en compte les incertitudes associées aux paramètres de rentrée.

3. La zone de retombée associée à une probabilité de 99,999 % ne doit pas interférer avec le territoire, y compris les eaux territoriales, de tout Etat, sauf accord de ce dernier.

Dans l'hypothèse où une zone de retombée se situe dans une région caractérisée par un fort trafic maritime, aérien, ou par la présence de plates-formes pétrolières fixes et occupées, une analyse particulière doit être menée, dans le cadre de l'article 15 de l'arrêté du 23 février 2022 susvisé.

Les rentrées contrôlées font en général l'objet de plusieurs manœuvres successives, afin par exemple de descendre dans un premier temps, le périhélie jusqu'à une altitude encore compatible des capacités du SCAO.

Un dernier boost permet ensuite de viser un périhélie proche de zéro afin de garantir la rentrée sur la zone visée. L'opérateur devra donc démontrer que les orbites traversées et la trajectoire finale, ne peut en aucun cas conduire à un risque de conjonction avec les stations habitées, ou qu'il sera en capacité à tout moment de gérer un risque de collision avec ces stations habitées de par des méthodes et processus opérationnels clairs. Cette stratégie anticollision devra être présentée dans le dossier technique de demande puis au point clé précédant l'engagement des manœuvres de retrait de service pour rassurer vis-à-vis du risque de collision avec les objets d'intérêt en montrant qu'on arrivera, au cours des opérations, à garantir géométriquement une absence de risque ce qui semble réalisable à court terme.

Par ailleurs, il est nécessaire d'estimer la zone de retombée des débris du véhicule qui s'est désintégré dans l'atmosphère avec une probabilité de 99.999%. Cette zone appelée plus couramment « zone à 10^{-5} » sera calculée en supposant une rentrée nominale (i.e. sans cas de panne) mais sujette tout de même à dispersions. Les postes de dispersion conduisant à la définition de cette zone seront à minima :

- L'incertitude sur la direction de poussée.
- L'incertitude sur la densité atmosphérique.
- L'incertitude sur la masse et la surface frottante de l'objet.
- Eventuellement, la prise en compte de DV (Delta V) résiduels suite à la fragmentation et/ou l'explosion.

Dans le cas particulier de *poussées contrôlées en DV* (sur la base par exemple d'accéléromètres ou de modèles bord de propulsion) les postes de dispersions pris en compte seront :

- L'incertitude sur ce DV.
- L'incertitude sur le niveau de poussée. À noter que cette incertitude ne remplace pas l'incertitude

sur le DV car, même si le DV est parfaitement réalisé, une sur-poussée ou une sous-poussée impliquera un décalage de la zone prévue d'impact.

Dans le cas de *poussées contrôlées en temps* (sur la base par exemple d'un compteur), l'incertitude en DV ou en niveau de poussée.

La zone d'impact, pourra être calculée :

- Soit par des tirages de Monte Carlo pour lesquels il faudra justifier que le nombre de tirages est suffisant (par exemple en montrant que l'évolution de la taille de la zone converge).
- Soit en considérant les causes de dispersions une à une puis en les regroupant de manière quadratique (en supposant donc que ces dispersions ne soient pas corrélées). Ceci permettra d'en déduire une estimation de la taille de la zone d'impact. Son positionnement devra alors être correctement recalé en fonction des conditions initiales orbitales.

Comme le but est de calculer les limites d'une zone d'impact, on pourra se limiter après fragmentation aux débris à coefficients balistiques « extrêmes » c'est-à-dire correspondant aux trajectoires les plus courtes et les plus longues. À noter qu'on peut également prendre en compte des fragments avec de la finesse.

Remarque : L'estimation des zones de retombées des véhicules spatiaux effectuant une rentrée contrôlée et opérés au CNES (du type ATV ou SWOT) est basée sur l'utilisation du logiciel DOORS (créé pour les besoins de l'ATV, d'inspiration Russe) qui calcule la stratégie de manœuvres et la tâche d'impact, avec une approche margée sur l'estimation des distance amont/aval par rapport au point d'impact nominal, pour tenir compte des différentes dispersions associées à la rentrée contrôlée. L'utilisation d'ELECTRA, en mode « nominal dispersé » est également possible. D'autres méthodes sont aussi utilisées, par exemple pour les retombées des étages supérieurs de VEGA, Soyouz ou AR6.

4.8 DECLARER LES ZONES DE RETOMBÉES SUR TERRE AUX AUTORITES CONCERNÉES

Article 46 : Prévention des risques induits par la désorbitation et la retombée de l'objet spatial ou de ses fragments lors d'une rentrée contrôlée :

4. L'organisation et les moyens mis en place par l'opérateur doit permettre au président du Centre national d'études spatiales :

- d'informer les autorités compétentes en charge du contrôle aérien et maritime des zones de retombées en cas nominal, en précisant les taches à 99 % de ces retombées ;
- de transmettre aux autorités compétentes les informations relatives à la zone de retombée d'éléments permettant d'avertir au plus tôt les autorités des Etats concernés, en situation dégradée ;
- de fournir toutes informations utiles en vue de l'établissement et de la mise en œuvre des plans d'intervention nécessaires par les autorités compétentes.

Remarque : Le processus de déclaration des zones de retombées orbitales nominales et non-nominales s'inspire directement de celui déjà mis en place au Centre Spatial Guyanais (CSG) pour les retombées (nominales et non nominales) des étages et accessoires issus des lanceurs opérés depuis le CSG.

Définitions

Autorité opérationnelle : L'autorité opérationnelle pour les systèmes orbitaux est la structure DOA/SME/SE (service surveillance de l'Espace) du CNES. Cette structure est familière des exigences opérationnelles dans le cadre des activités anticollision.

L'opérateur devra fournir au bureau LOS la description de l'organisation et des moyens mis en place relatifs à l'élaboration et la communication des informations nécessaires et actualisées visant à définir les avis d'alerte (NOTAM et AVURNAV) relatifs à l'objet spatial.

1) Fourniture par l'opérateur des données sur les zones de retombées calculées

L'opérateur doit fournir au bureau LOS les estimations (fragments et zones de retombées) lors de la demande d'autorisation de l'objet spatial. Ces données devront être confirmées ou éventuellement réévaluées (par exemple suite à un Fait technique durant la mission de l'objet spatial) au plus tard pour le PK LOS avant l'engagement de la rentrée contrôlée (et au moins 1,5 mois avant la date de rentrée prévue).

Les données fournies par l'opérateur devront indiquer :

- La zone de retombée définie par :
 - a. Les coordonnées du point de retombée nominal
 - b. Les coordonnées des 4 points du quadrilatère englobant la tâche d'impact à 99%
 - c. La tâche d'impact à 99.999%Les coordonnées (longitude/latitude) seront fournies en degrés et dans le référentiel WGS84.
- L'heure de début et de fin de retombée nominale des éléments, indiquées en temps universel (UTC) ainsi que les marges associées (en incluant les créneaux back up)

- Le listing complet des coordonnées des taches décrivant l'ellipse de retombée de manière fine pour les deux niveaux de probabilité.

Ces informations devront être communiquées à l'autorité opérationnelle (l-astreinte-ssa@cnes.fr) et au bureau LOS (bureau.los.systemesorbitaux@cnes.fr) à chaque modification, jusqu'à la fin de la rentrée contrôlée et jusqu'à la libération des zones à risque.

Le bureau LOS s'assure que les données fournies par l'opérateur sont correctes grâce à l'appui d'experts CNES et vérifie ensuite la conformité à la réglementation technique de l'opération de rentrée.

Si l'opérateur de lancement assure la gestion des publications des avis d'alerte (NOTAM et AVURNAV) dont la description couvre la rentrée de l'objet spatial, alors l'opérateur devra en fournir la preuve au Bureau LOS. Dans ce cas le CNES ne gère pas la publication des avis d'alerte.

2) *Une note de déclaration des zones de dangers en anglais* est rédigée par l'autorité opérationnelle à destination des autorités aériennes et maritimes. L'autorité opérationnelle s'assure ensuite de la bonne émission des NOTAM/AVURNAV.

3) L'opérateur doit coopérer avec le bureau LOS et transmettre toutes informations utiles permettant d'affiner les prévisions de zone de rentrée et instant d'impact : observables pertinents, durée et orientation effectives de la dernière poussée et PVT de l'objet (Positions Vitesses et Temps) à l'issue de cette poussée.

4) Après la confirmation que l'évènement a bien eu lieu (en se basant sur les estimations margées de l'opérateur ou sur les moyens utilisés pour observer l'évènement), les zones de danger peuvent être libérées avec une note de libération pro-forma décrivant la complétion de l'évènement et la libération de la zone de danger. Cette note, comme les précédentes, est émise et transmise par l'autorité opérationnelle.

Article 47 : Rentrée non nominales

Dans le cas d'une rentrée prématurée ou accidentelle, l'opérateur met prioritairement en œuvre toutes mesures permettant de réduire le risque au sol.

Il s'agit ici de sensibiliser les opérateurs à la nécessité de coopérer avec les systèmes de surveillance de l'espace, en vue d'une rentrée qui peut être à risque lors de la retombée des fragments sur terre.

Suivant la criticité d'une telle rentrée non nominale, une cellule de crise pourra être mise en place par l'autorité opérationnelle.

La contribution de l'opérateur est au minimum :

- D'informer sans délais le bureau LOS et l'autorité opérationnelle du risque de rentrée prématurée,
- De fournir l'état bord de l'objet spatial, des éphémérides et plan de manœuvres s'il y a lieu
- D'estimer la zone de rentrée, éventuellement avec l'aide de l'autorité opérationnelle et des experts qu'elle juge utile d'associer.

4.9 CAS D'UNE RENTREE SUR SITE

Article 46-1 : Rentrée contrôlée sur site

S'agissant d'une opération d'un objet spatial effectuant une rentrée contrôlée sur un site, français ou étranger, dont c'est la finalité, ledit objet doit être conçu, produit et mis en œuvre de façon à être compatible avec les systèmes et procédures du site d'atterrissage en question. Il ne peut être procédé à l'atterrissage sur ce site qu'après l'obtention d'une autorisation par les autorités responsables du site d'atterrissage.

Si l'objet rentrant sur site a été préalablement séparé d'un module de service, le risque de victime causé par la retombée des fragments de ce dernier doit être inférieur à 10^{-4} , y compris pour le composite orbital en cas de non séparation.

Pour l'objet rentrant sur site, l'opérateur démontrera, que le risque de faire des victimes au sol, est inférieur à 2×10^{-5} .

Pour la phase de retour et d'atterrissage, l'opérateur doit identifier les cas de pannes à l'origine des situations anormales conduisant le véhicule orbital à devenir dangereux, notamment dans les cas suivants :

- *sortie du couloir de rentrée prédéfini ;*
- *retombée et phase de récupération dangereuses des éléments prévus de se détacher ;*
- *comportement non nominal du contrôle de vol d'atterrissage.*

L'opérateur doit en déduire de manière qualitative et quantitative, la nécessité ou non de moyens bord permettant de neutraliser le véhicule orbital avant l'instant où la tâche d'impact se situe, en tout ou partie, dans un territoire placé sous la souveraineté de tout Etat rencontré le long de sa trajectoire nominale, y compris sa mer territoriale.

Définitions :

- « *Véhicule de rentrée* » : véhicule qui effectue l'atterrissage final
- « *Module(s) de ressource* » : le ou les modules faisant partie du système orbital effectuant la ou les manœuvres de désorbitation mais qui sont par la suite séparés du véhicule de rentrée.
- « *Composite* » : les véhicules ci-dessus, liés (phase orbitale)
- Note : s'il n'y a pas de module de ressource, le composite doit être compris comme le véhicule de rentrée
- *MSA*: Monitoring, Safety and Alert.
- *MSI*: Monitoring Safety and Intervention (champ proche)

Afin de calculer le risque de faire une victime au sol suite à une panne pendant la phase de désorbitation du composite, ainsi que pendant la phase de rentrée atmosphérique, on décomposera ce risque de la manière suivante :

1. Prise en compte d'un cas de panne avant ou pendant la ou les manœuvres de désorbitation du composite amenant à une rentrée aléatoire ;
2. Prise en compte d'un cas de panne lors de la dernière manœuvre de désorbitation **du composite** amenant une rentrée directe mais non nominale ;
3. Prise en compte, suite à une séquence de désorbitation nominale ou dégradée, d'une non séparation entre le véhicule de rentrée et son ou ses modules de ressources si ceux-ci existent ;
4. Prise en compte du risque létal induit par la rentrée contrôlée du ou des modules de ressource (Cf. §4.6.3) *si ses ressources sont mobilisées à l'issue de la séparation avec le véhicule de rentrée sur site.*
5. Prise en compte d'une panne pendant la phase atmosphérique du **véhicule de rentrée** qui amènerait une retombée avec éventuellement explosion et/ou fragmentation ; Prise en compte d'un largage éventuel (bouclier) durant ou à l'issue de cette phase. Cette phase correspond à la phase MSA, durant laquelle l'opérateur et/ou l'autorité de sauvegarde du site d'atterrissage disposent d'informations bord et de trajectoire du véhicule.
6. Prise en compte d'une panne pendant la phase MSI à partir de laquelle la sauvegarde du site d'atterrissage est capable de neutraliser le **véhicule de rentrée**.

L'organigramme suivant ne démarre qu'à partir du cas où on procède à la dernière manœuvre de désorbitation. Pour les cas de panne précédant cet évènement, on se référera à l'organigramme pour la rentrée contrôlée sur zone (cf. §4.6.3).

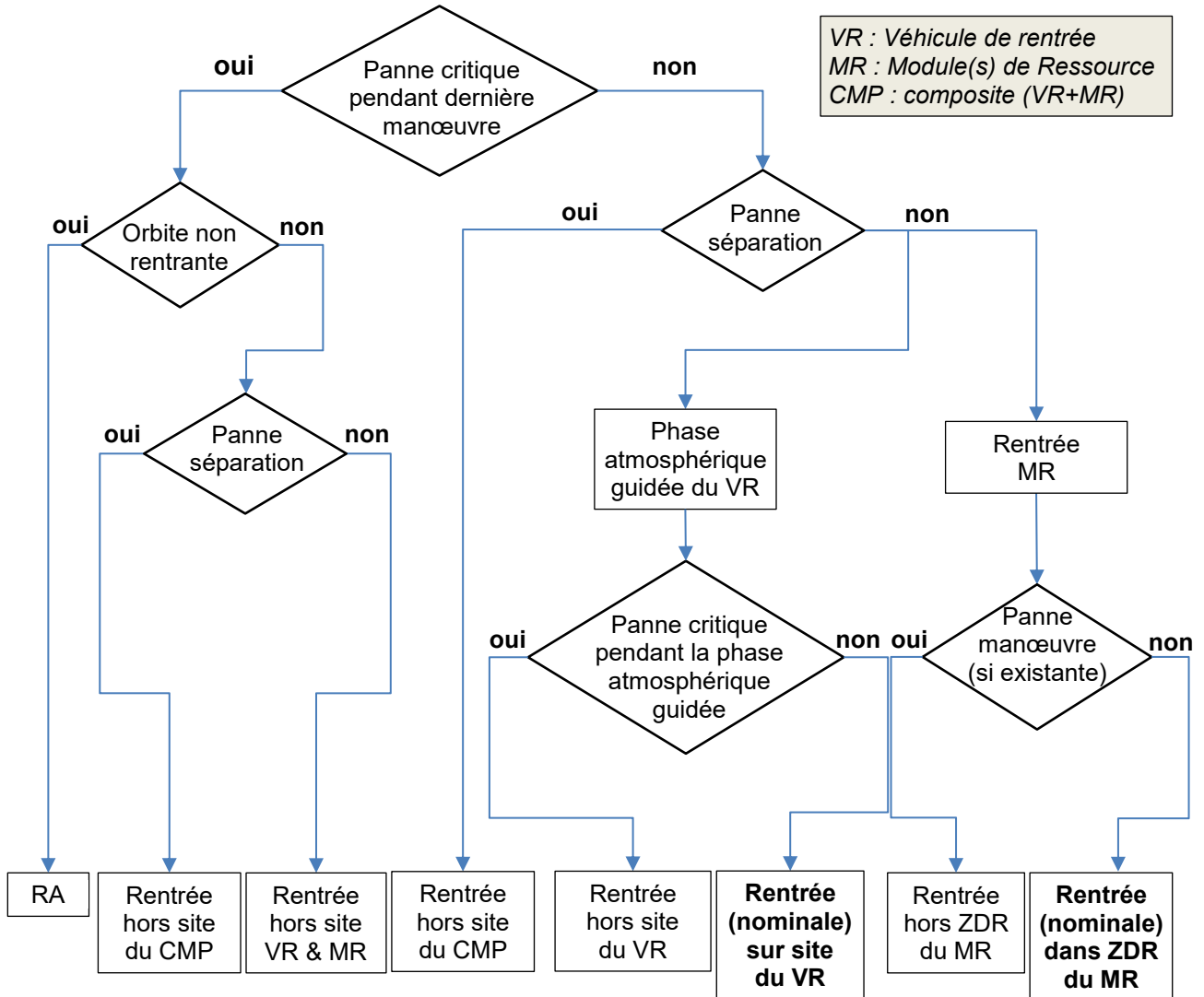


Figure 4-5: Organigramme de choix de méthode de rentrée

Remarque : à ce jour et au CSG, les process de sauvegarde en champ proche garantissent qu'en cas de neutralisation, les fragments retombent sur des zones hors de danger pour le site. Il est interdit que la neutralisation conduise à des retombées de fragments sur des terres.

La déclaration de la zone de rentrée devra être faite auprès des autorités aériennes et maritimes concernées par le corridor de rentrée sur site et suivant les modalités décrites dans le §4.8 (déclarer les zones de retombée sur terre aux autorités concernées) du présent guide.

Enfin, et suivant l'[article 38-1](#) de la RT (plan de contrôle durant la maîtrise en orbite §3.7.2), les deux points clefs ci-dessous seront mis en place :

- Un PK 'ETAT BORD' pour statuer sur la capacité du véhicule (état des systèmes, des redondances etc..) à effectuer sa rentrée contrôlée sur site, suite à sa mission orbitale et confirmer la qualification opérationnelle des procédures vol et des moyens sol.

- Un PK 'OPS' peu de temps avant l'engagement de la dernière manœuvre de désorbitation. Ce PK a pour but de s'assurer de la disponibilité de l'ensemble des systèmes et moyens (bord et sol) intervenant pour la rentrée sur site et de confirmer aussi la 'clearance' collision stations habitées notamment avec le créneau retenu pour la rentrée sur site.

Dans le cas où un moyen bord de neutralisation est nécessaire, celui-ci peut être déclenché par un envoi d'ordre télécommandé ou de façon automatique par un algorithme embarqué.

5 REDUIRE ET TRACER L'IMPACT SUR L'ENVIRONNEMENT TERRESTRE

Article 45 : Exigences liées à la rentrée non contrôlée de l'objet spatial prévue en fin de vie

Les systèmes doivent être conçus, produits et mis en œuvre de façon à ce que les éléments qui parviennent à atteindre la surface de la Terre ne présentent pas de risque inacceptable pour les biens, la santé publique ou l'environnement, notamment du fait d'une pollution de l'environnement par des substances dangereuses.

5.1 EMPREINTE

La description de chaque objet susceptible d'atteindre le sol doit inclure :

- Une dénomination explicite (par exemple, *réservoir de Xénon*, ou encore *miroir primaire*) et la masse de l'objet initial (avant rentrée).
- La masse après ablation, issue du calcul de rentrée et d'ablation (calcul demandé par ailleurs), la taille et la forme.
- Les matériaux qui rentrent dans sa composition et qui sont susceptibles de retomber au sol.

La masse d'ergol et la pression des réservoirs au lancement et prévues en fin d'opération seront également fournis.

Les matériaux contenant des substances dont la toxicité (chimique, radiative...) vis-à-vis de l'homme et de l'environnement est connue, seront déclarés explicitement. La FDS ou fiche technique des substances à risque sera jointe au dossier. Ces éléments doivent être identifiés dès la phase de conception amont du satellite.

5.2 TOXICITE POUR L'ENVIRONNEMENT : METHODE ET CRITERES

Une méthode pour l'évaluation des risques environnementaux des retombées satellitaires a été développée par le CNES avec l'INERIS (Institut national de l'environnement industriel et des risques). Celle-ci permet de fournir des critères quantitatifs (dépendants des caractéristiques principales des fragments retombants c.à.d. matériaux, masse, surface) garantissant l'absence de risque inacceptable pour l'homme et l'environnement terrestre.

Cette méthode n'est pas imposée à l'opérateur qui peut appliquer une autre méthodologie pour évaluer l'impact des objets rentrants sur l'environnement, sous réserve que cette méthode soit reconnue, pertinente et justifiée.

Le choix de la méthode et son niveau de détail pourra être adapté suivant la taille du satellite (un petit satellite est susceptible d'avoir un impact moindre sur l'environnement).

Les différentes étapes de la méthode CNES/INERIS sont :

1. Inventaire des substances :

Cette étape consiste à réaliser un inventaire quantitatif exhaustif des substances contenues dans les

fragments atteignant le sol (liste de fragment avec matériaux, masse et composition).

2. Estimation des substances dangereuses contenues dans le satellite et du potentiel de contamination :

Cette étape consiste à évaluer les effets indésirables que chaque substance peut provoquer. Les valeurs toxicologiques de références (VTR) et « Predicted No Effect Concentration » (PNEC) sont calculées à cette étapes, ou bien récupérées via des bases de données (OMS, INERIS,...).

3. Sélection des substances à évaluer :

Les substances seront ensuite hiérarchisées afin de choisir lesquelles devront être analysées en détail. Pour cela le ratio « Masse substance dans le fragment / VTR ou PNEC » sera calculé et classé par ordre décroissant. Le choix des substances retenues devra être justifié si l'opérateur propose de ne pas évaluer toutes les substances.

4. Évaluation approfondie des dangers des substances dites prioritaires et évaluation de la relation dose-réponse des substances émises :

Au cours de cette étape les VTR et PNEC peuvent être évalués plus finement que lors de l'étape 2, à l'aide d'un certain nombre de méthodes détaillées dans la documentation disponible sur demande.

5. Evaluation de l'exposition :

Cette étape consiste à évaluer les concentrations des substances chimiques dans les différents compartiments récepteurs potentiellement contaminés (en fonction du type de rentrée). On trouve par exemple l'air (atmosphère), le sol, l'eau douce (lac, rivière), l'eau marine (zone côtière et pleine mer), les sédiments (eau douce ou eau marine), l'Homme. Les niveau d'exposition (PEC) sont calculés pour chacune des substances retenues.

6. Caractérisation du risque :

Pour chaque substance et chaque compartiment le ratio « PEC / PNEC » est calculé. S'il est supérieur à 1, c'est-à-dire si le niveau d'exposition est supérieur au seuil pour lequel un effet est attendu sur l'environnement, alors la substance est considérée préoccupante et dans ce cas l'évaluation devra être affinée ou le risque réduit (diminution des quantités présente dans le satellite par exemple).

Dans le cas où la zone de retombée n'est pas connue un risque global peut être calculé, basé sur la répartition des environnements à la surface du globe. Si le risque global calculé est supérieur à 1 alors il est considéré comme inacceptable pour l'environnement.

Les documents détaillant et permettant de mettre en œuvre cette méthode peuvent être fournis par le bureau LOS sur demande de l'opérateur soumis à la LOS. On y trouve notamment le détail des calculs ainsi que des valeurs de PNEC et VTR pour certaines substances.

6 EXIGENCES SPECIFIQUES

6.1 CYBERSECURITE

Article 39-3 : Cybersécurité

L'opérateur doit mettre en place un plan de cybersécurité dont l'objectif est de s'assurer qu'aucune télécommande non autorisée ou non authentifiée, et susceptible d'induire un risque vis-à-vis du respect de la présente réglementation, ne puisse être reçue et exécutée par le bord.

Tout opérateur devra au minimum prendre des mesures en terme d'authentification et de rejeux (action de ré émettre un signal identique à un déjà envoyé par le sol), sauf pour un satellite non-manœuvrant qui opère déjà sur une orbite de rentrée respectueuse de l'[article 41.9](#) et qui ne risque pas de générer de débris en l'absence de passivation électrique.

Un guide d'hygiène cybersécurité (cf. [DR8]) élaboré en collaboration avec les référents cybersécurité du CNES ainsi que les opérateurs impliqués dans une démarche cybersécurité (spatial et autres) comprend une série de recommandations applicables à tout projet spatial, sur l'intégralité de la démarche projet.

6.2 EMISSIONS RADIOELECTRIQUES

Article 41-14 : Emissions radioélectriques

L'opérateur doit se conformer à la réglementation applicable en matière de radiofréquence à partir de son orbite opérationnelle et doit se coordonner en vol avec les autres opérateurs pour éviter toute interférence radioélectrique.

Pour répondre à cette exigence, l'opérateur pourra, par exemple, démontrer l'obtention d'une autorisation de fréquences.

7 SERVICE EN ORBITE

Avertissement : La maturité du service en orbite étant encore faible à ce jour, les exigences proposées ci-dessous seront affinées dans les années à venir et notamment à la lumière de ces nouvelles pratiques. Beaucoup de propositions ci-dessous sont néanmoins inspirés de l'expérience ATV.

Un schéma permettant de visualiser les différentes phases de la mission d'un véhicule de service en orbite est introduit ci-après (*inspiré de la norme ISO 24330 – Rendez-vous and Proximity Operations (RPO) and On Orbit Servicing (OOS) programmatic principles and practices*). Les définitions afférentes sont incluses dans l'Article 1 – Définitions, de la Réglementation Technique.

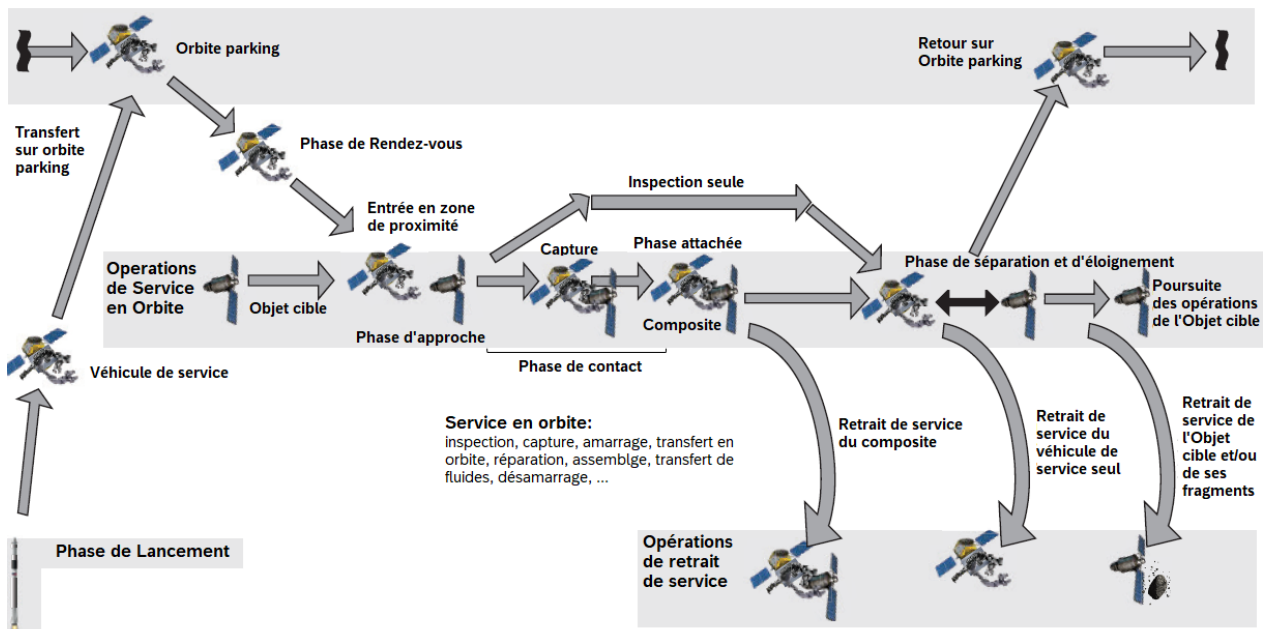


Figure 7-1: Différentes phases associées au service en orbite

Article 39-4 : Cas d'un service en orbite au bénéfice d'un véhicule dont la maîtrise a déjà été autorisée
 Un opérateur souhaitant bénéficier d'une opération de service en orbite doit s'assurer et démontrer que le véhicule de service respecte les exigences spécifiques détaillées dans le chapitre V.

Cet article suggère à l'opérateur satellite souhaitant bénéficier d'un service en orbite, d'inclure les considérations associées à ces activités et décrites dans ce chapitre, dans son document d'interface avec l'opérateur du véhicule de service sélectionné.

À noter qu'un Service réalisé en orbite sur un satellite déjà autorisé au titre de la LOS modifie les termes de l'autorisation et devra être traité par Fait Technique.

Dans le cas où le servicer serait français (soumis à la LOS), un FT devra tout de même être formulé, mais la démonstration du respect du chapitre V ne sera pas nécessairement exigée (car ce dernier aura en théorie déposé une demande d'autorisation LOS).

7.1 EXIGENCES POUR TOUTES LES PHASES

Recommandations sur la sécurité des trajectoires :

Les stratégies d'approche et d'éloignement du véhicule cible doivent être conçues de façon à placer en permanence (hors phase d'amarrage) le véhicule de service sur des orbites « passivement sûres ». Une orbite passivement sûre est telle que toute incapacité à manœuvrer ne provoque pas de risque de collision dans un délai fixé (typiquement 12h, 24h, 48h). Ce délai doit être compatible de la capacité de réaliser des opérations supplémentaires de mise en sécurité, si besoin, sur l'un ou l'autre des véhicules.

De plus les stratégies d'approche et d'éloignement du véhicule cible doivent être conçues de façon à assurer qu'aucune sous-phase n'est engagée sans avoir l'assurance du bon fonctionnement du satellite (GO NOGO avec interruption possible par le sol).

Ces points d'attente (avec GO NOGO) peuvent être :

- des points fixes par rapport à la cible : points stables sans poussée, ou points fixes forcés (maintenus avec poussée continue ou quasi-continue)
- des translations forcées (avec poussée continue ou quasi-continue)
- des positions en dérive (hors manœuvre), par exemple sur orbite co-elliptique

Ces points d'attente (avec GO NOGO) doivent respecter le critère d'une orbite passivement sûre, quel que soit l'instant d'apparition de la perte de capacité de manœuvre.

Pour des missions très critiques il pourra être recommandé de respecter ce critère aussi pendant toutes les manœuvres réalisées en zone de proximité. Dans ce cas, toute panne de propulsion intervenant pendant chaque manœuvre doit laisser le véhicule sur une orbite passivement sûre.

Article 47-1 : Collecte des débris créés

Dans le cas où l'opération de service en orbite nécessiterait de porter atteinte à l'intégrité de l'objet cible, l'opérateur du véhicule de service doit collecter les débris intentionnellement créés de taille supérieure ou égale à 1mm dans leur plus grande dimension, dans le respect des autres dispositions de ce chapitre, afin qu'ils ne soient pas libérés dans l'espace extra-atmosphérique.

En relation avec l'[Article 40 1](#). Libération intentionnelle d'un débris, l'objectif est de ne pas relâcher de débris de taille supérieure à 1mm dans l'espace extra atmosphérique.

Il est ici question uniquement des débris intentionnellement créés du fait du concept opérationnel du service, et non de tout débris qui pourrait être relâché en cas non-nominal.

À noter qu'une notion de bénéfice environnemental (e.g. une mission d'ADR qui désorbite un gros débris mais génère quelques petits morceaux de MLI en vol a un bénéfice environnemental évident) a été étudiée mais est difficile à spécifier et à mettre en œuvre dans le cadre de la présente réglementation. Ces impacts devront être évalués au cas par cas.

L'impact d'un potentiel detumbling de la cible par l'action des propulseurs du servicer sur celle-ci devra également être considérée de ce point de vue.

Article 47-2 : Survie et collision

Les systèmes bord du véhicule de service doivent être conçus et mis en œuvre de telle sorte que l'entrée en survie dudit véhicule de service n'induisse pas de risque de collision avec l'objet cible.

L'utilisation de trajectoires passivement sûres permet de répondre à cette exigence lors des phases de rendez-vous et d'approche éloignée.

Afin de sécuriser les phases de proximité, vis-à-vis des collisions, certaines FDIR, non critiques pour cette phase, pourront être désactivées ou leurs seuils élargis.

Dans le cas où le véhicule de service entrerait tout de même en survie, une manœuvre d'abandon active pourra être mise en œuvre de manière à éviter de rentrer en collision avec l'objet cible.

Article 47-3 : Compatibilité de l'objet cible

Le véhicule de service doit démontrer que sa conception et son concept opérationnel sont compatibles avec les systèmes de l'objet cible, ou dans le cas où l'objet cible est un débris spatial, avec l'état de celui-ci.

La compatibilité mentionnée s'applique aux concepts d'approche et/ou d'opérations du composite (au sens dynamique du vol), mais également en terme d'interfaces entre les deux objets, et en s'assurant par exemple que le mécanisme de capture du véhicule de service est compatible des charges mécaniques pouvant être supportées par l'Objet cible.

Par ailleurs, les compatibilités électrostatique et électromagnétique entre les deux objets ne sont pas à prendre en considération au titre de cette exigence car celles-ci font l'objet de [l'article 47-17](#).

Article 47-4 : Impact de la mission sur un tiers

L'opération de service en orbite doit être conduite sans préjudice ou interférence avec les opérations de tiers qui ne sont pas impliqués dans cette opération.

L'objectif ici est d'assurer une communication et une coordination suffisante avec les entités disposant d'objets spatiaux opérationnels à proximité, de manière à garantir la sécurité des opérations. Il convient également de minimiser les rapprochements avec des objets spatiaux actifs autres que l'Objet cible, ainsi que d'éviter d'éventuelles interférences (électromagnétiques, optiques, radiofréquences, ...) avec d'autres activités spatiales.

Pour répondre à cette exigence, l'opérateur doit décrire la stratégie opérationnelle qu'il entend mettre en œuvre, pendant la préparation et la réalisation de l'opération de service, pour vérifier l'absence ou la présence de tiers à proximité et s'assurer de l'absence de préjudice et interférence sur ces tiers.

Pour cela, il est recommandé de lister/décrire les moyens visant à s'assurer de l'absence de tiers dans une zone définie par l'opérateur en cohérence de l'opération de service (ex. volume/boite définie relativement à

la position du servicer) et en prenant en compte la propagation orbitale des différents objets tiers pendant un horizon de temps couvrant la durée complète du Service ou couvrant la durée de chaque phase conditionnée à cette vérification préalable dans ses critères GO/NOGO. Les moyens de vérification peuvent typiquement être apporté par un (ou plusieurs) système de surveillance de l'Espace externe (CSPOC, EUSST, fournisseurs privés de SSA, ...) et complétés par d'éventuels moyens embarqués (ex. caméras, télémètre, détecteurs, ...).

Toutefois, dans le cas où la présence d'objets spatiaux actifs à proximité est nominale envisagée pour la réalisation d'un Service, l'opérateur montre soit que son opération n'engendre pas de préjudice ou interférence avec ces objets tiers, soit que ces impacts sont négligeables, soit qu'il a l'accord des opérateurs tiers concernés.

Enfin, cette stratégie opérationnelle doit permettre le respect de l'[article 41-6](#) en assurant continuellement la priorité des opérations d'évitement (en cas d'alerte collision avec un objet catalogué) sur la réalisation de la mission.

7.2 EXIGENCES EN ZONE DE PROXIMITE

Article 47-5 : Volumes et corridors en zone de proximité

L'opérateur du véhicule de service doit définir, dans la zone de proximité, les volumes autour de l'objet cible dans lesquels le véhicule de service peut évoluer et ceux dans lesquels il lui est interdit de pénétrer.

En particulier, les corridors d'approche doivent être définis par l'opérateur du véhicule de service.

Les systèmes du véhicule de service doivent être conçus, produits et mis en œuvre de façon à ce que toute sortie en vol de ces corridors soit surveillée de façon continue et entraîne une solution de repli permettant de mettre le véhicule de service dans un état ou une dynamique ne remettant pas en cause la sécurité et l'intégrité des deux objets.

Cet article sous-entend, en cas de surveillance sol, que la visibilité devra être permanente durant cette phase de proximité. Cela suppose un réseau de stations adapté, voire des relais spatiaux (satellite GEO par exemple). Par ailleurs, dans la zone de proximité, le véhicule de service pourra disposer à bord d'une surveillance de sa trajectoire autonome et ségréguée (indépendante) de la chaîne guidage, navigation, pilotage, afin de pouvoir déclencher les mesures appropriées, en particulier s'il sort de son corridor.

Dans un cas de service en orbite d'inspection sans capture de l'objet, ce volume d'exclusion pourra par exemple consister en une sphère de sécurité centrée sur l'objet cible, et de rayon suffisamment élevé pour être compatible de la mise en œuvre d'évitement de collision en cas de violation de ce volume.

Les corridors d'approche devront également être définis de telle sorte qu'une manœuvre puisse être mise en œuvre en cas de violation.

Article 47-6 : Critères de GO/NO GO

L'opérateur du véhicule de service doit définir, dans le concept opérationnel, pour les besoins de la Phase d'approche et pour enclencher la séparation, des points d'attente ou de passage pour lesquels sont définis à l'avance, et pour chaque objet, les configurations (états) bord et sol minimum attendues ainsi que la configuration orbitale absolue et relative (position, vitesse, attitude, vitesse angulaire) qui autorisent la poursuite ou le repli des opérations. Ces points de vérification sont obligatoires pour pénétrer dans les différents volumes de la Zone de proximité.

L'opérateur pourra répondre à cette exigence dans son analyse de mission proximité.

Il est attendu des précisions, dans le concept opérationnel, des états attendus (bords et dynamiques) pour chaque objet et agréés entre les différents centres de contrôles. On souhaite que ces configurations soient évaluées et partagées en vol entre les centres opérationnels et donnent lieu à des GO croisés respectifs pour la poursuite des opérations.

À noter que ces Go-NoGo peuvent être automatisés et ne nécessitent pas forcément une intervention du sol.

Article 47-7 : Coordination des centres de contrôle

Les centres de contrôle du véhicule de service et de l'objet cible doivent être parfaitement coordonnés avec

les principes suivants :

- *partage de l'ensemble des données et télémétries nécessaires à la sécurité des opérations ;*
- *identification, pour chaque phase, du centre de contrôle (véhicule de service ou objet cible) ayant l'autorité de décision pour les opérations conjointes en zone de proximité, y compris en phase attachée, et du centre de contrôle qui contrôle le composite en phase attachée.*

La disposition ci-dessus n'est pas applicable dans le cas où l'objet cible est un débris spatial.

On souhaite que l'autorité de décision soit bien définie afin qu'il n'y ait pas conflit de décision pour décider, par exemple, d'enclencher une manœuvre de repli ou d'urgence.

Les handovers entre les centres de contrôles doivent pour cela être clairement définis dans le concept opérationnel. C'est un principe d'opération qui est utilisé dans le programme ISS pour les véhicules visiteurs.

Un canal d'échanges entre les centres de contrôle du véhicule de service et celui de l'objet cible pourra être mis en place pour faciliter la coordination.

Article 47-8 : Communication bord-sol

Une communication bord-sol continue et une surveillance doivent être mises en œuvre de façon à sécuriser au maximum les phases critiques des opérations de service en orbite.

La phase de contact, jusqu'à la capture, les opérations jugées critiques en phase attachée, et la séparation doivent impérativement s'effectuer en visibilité télémessure/télécommande continue.

Dans la zone de proximité et lors des phases d'approche et d'éloignement, la visibilité télémessure/télécommande continue n'est pas requise s'il est démontré un concept opérationnel avec une autonomie suffisante du point de vue de la sécurité des opérations.

Pour répondre à cette exigence, on démontrera que les phases critiques ont été dimensionnée pour avoir en temps réel :

- Une analyse des événements ou incidents potentiels,
- La possibilité d'agir en urgence (y compris par le biais de mécanismes autonomes pour les opérations en zone de proximité et lors des phases d'approche et d'éloignement) si la sécurité des opérations est menacée

Article 47-9 : Sécurisation des communications service en orbite

Les systèmes bord et sol du véhicule de service doivent être conçus, produits et mis en œuvre de façon à sécuriser les liaisons bord/sol et bord/bord et d'être ainsi résilients vis-à-vis de toute corruption pouvant remettre en cause la sécurité des opérations.

L'objectif ici est d'éviter des menaces liées à la cybersécurité mais également à d'éventuelles interférences non nécessairement malveillantes. La sécurité des communications passe a minima par le respect des exigences de cybersécurité de l'[article 39-3](#).

Le besoin réel de cette sécurisation est en zone de proximité ou lors de la phase attachée, mais l'application étant immédiate par design aux autres phases, l'exigence est volontairement étendue à l'ensemble des phases de la mission.

Article 47-10 : Contrôle du voisinage

L'opérateur du véhicule de service doit s'assurer, pour toutes les opérations réalisées dans la zone de proximité, que seuls les objets participant à l'opération en cours sont dans son voisinage afin d'éviter toute collision éventuelle. Le concept opérationnel définira ainsi la zone de sécurité dans laquelle la présence d'un tiers sera une cause de non engagement ou de repli de l'opération en cours.

L'objectif est d'éviter que des opérations critiques ne s'effectuent alors qu'un tiers non prévu dans l'opération se situe dans le voisinage et puisse mettre en danger sa sécurité ou celle du Véhicule de service et de l'Objet cible.

On cherche ici à obtenir de l'opérateur une confirmation qu'il est en mesure, par ses propres moyens ou par ceux d'un système de surveillance de l'Espace (e.g. EUSST) avec lequel il est en étroite collaboration, de détecter toute intrusion dans son voisinage d'un tiers, et de pouvoir, le cas échéant, ne pas engager l'opération ou de pouvoir mettre en œuvre une manœuvre de repli. L'opérateur pourra se référer aux bonnes pratiques déjà indiquées pour répondre à l'[article 47-4](#).

Article 47-11 : Capacité d'évitement en urgence

Dans la zone de proximité, pendant la phase d'approche et après la séparation, les systèmes bord du véhicule de service doivent pouvoir évaluer le risque de collision entre le véhicule de service et l'objet cible en temps réel.

Ces systèmes doivent pouvoir déclencher, de façon autonome, une manœuvre d'évitement qui doit placer les véhicules sur des trajectoires relatives libres de toute conjonction avec l'autre sur un horizon de temps compatible de la reprise en main totale de la mission combinée, garantissant la sécurité requise.

Au cours d'une opération de Service, la conjonction peut être voulue puisqu'on réalise des opérations de proximité. C'est donc un cas différent d'un risque de collision classique.

Une capacité anti collision est alors une capacité intrinsèque au concept opérationnel : une manœuvre de CAM bord déclenchée sur des critères d'état ou de dynamique spécifiques à l'opération elle-même pour éviter un contact non nominal que l'on peut qualifier de collision.

Par ailleurs une collision basse vitesse peut ne pas générer de débris mais mettre hors fonction l'un des deux objets qui dès lors devient un débris.

L'évaluation du risque de collision entre les deux objets peut être réalisée par le biais d'équipements bords (e.g. caméra) pour estimer les positions et vitesses relatives. L'estimation peut également être réalisée par un système externe type surveillance de l'Espace. Cependant, il faudra dans ce cas que la boucle opérationnelle soit compatible de la mise en œuvre d'une manœuvre d'évitement, et que la visibilité continue avec le segment sol soit garanti.

Article 47-12 : Tests de bon fonctionnement du véhicule de service

L'opérateur du véhicule de service doit réaliser des tests de bon fonctionnement des équipements nécessaires aux opérations de service en orbite et à leur sécurité, excepté les opérations non-réversibles, a minima avant d'engager le premier service et dans des conditions qui ne présentent pas de danger pour tout autre objet spatial.

On adresse ici spécifiquement les équipements qui n'auraient pas été utilisés en orbite pour les opérations de routine avant la phase d'approche (y compris les équipements nécessaires à une manœuvre de repli autonome). Il est alors nécessaire de les déstocker (action d'allumer un équipement pour en vérifier le bon fonctionnement) pour garantir leur performance en cas de besoin. Des tests menés au sol avant lancement ne répondent pas au besoin exprimé par cet article.

Article 47-13 : Prévention effet de jet

Dans la zone de proximité, le véhicule de service doit être conçu, produit et mis en œuvre pour ne pas entraîner de dégradation par contamination de l'objet cible par les effets de jet de ses propulseurs.

La disposition ci-dessus n'est pas applicable dans le cas où l'objet cible est un débris spatial.

On s'assurera que la conception du véhicule de service et la logique de sélection des actuateurs en vol de proximité tient compte de la géométrie relative entre les objets et de la conception de l'objet cible pour éviter l'éjection de gaz propulsifs sur des éléments vulnérables de l'objet cible (star tracker, panneaux solaires, connecteurs d'amarrage, etc....).

Dans le cas où l'objet spatial est un débris (mission de type ADR), cette exigence n'est pas applicable, mais il conviendra tout de même de vérifier, au titre de l'[article 47-1](#), que l'effet de jet des propulseurs du véhicule de service ne détériore pas l'objet de telle sorte qu'il génère des débris libérés dans l'espace extra-atmosphérique.

7.3 EXIGENCES PHASE D'APPROCHE ET DE CONTACT

Article 47-14 : Qualification des concepts d'approche et d'amarrage

Tout nouveau concept ou technologie d'approche, d'amarrage ou de désamarrage du véhicule de service doit être qualifié. La qualification doit comprendre :

- dans tous les cas une démonstration au sol ;
- dans le cas où la représentativité de la démonstration sol vis-à-vis des dangers inhérents à l'opération n'est pas justifiée, une démonstration en vol par un amarrage réussi avec un objet cible sur une orbite dont l'apogée est inférieure à 600km, au-dessus de la zone B, ou entre les zones A et B.

Cette exigence ne concerne pas uniquement une opération de capture, mais également toute opération d'approche.

La qualification des concepts et technologies d'approche et d'amarrage est acquise par un véhicule de service premier de série réalisant cette démonstration sur une orbite dédiée. Pour un nouveau véhicule de la même série, cette exigence peut ne pas être appliquée, mais seulement dans le cas où il n'y a pas d'évolution sur les concepts et technologies concernés. En cas d'évolution, l'absence de test sur orbite dédiée doit être justifiée.

L'orbite spécifique où est réalisée cette démonstration en vol doit respecter les critères suivants :

- en zone LEO, une distance de sécurité (en altitude) suffisante par rapport aux stations habitées (typiquement 50 Km) et par rapport aux zones à forte densité de satellites (constellations) typiquement 20 Km.
- en zone cimetière GEO, au-dessus de la zone B, sur une orbite qui respecte les critères liés à l'exigence sur les fins de vie des satellites GEO, *donc un peu plus haut que la zone B.*

Dans le cas où il est choisi de ne pas réaliser de démonstration en orbite, il conviendra pour l'opérateur de fournir des éléments justificatifs de la représentativité de sa qualification au sol tels que : utilisation de simulations Monte-Carlo, tests approfondis des capteurs servant à l'approche et à l'amarrage, simulation de performances GNC, moyens sols utilisés de qualité suffisante (simulateur d'un haut niveau de représentativité, tests impliquant la plateforme satellite), etc...

Si la représentativité du véhicule de test n'est que partielle, le dossier doit préciser les limitations de couverture de la démonstration, et les mesures prises (tests complémentaires en vol) pour s'assurer du bon fonctionnement sur la première mission opérationnelle.

Article 47-15 : Inspection avant amarrage

Tout amarrage sur un objet cible doit faire l'objet d'une inspection en vol préalable dudit objet cible et si possible du véhicule de service afin de vérifier qu'aucune interférence en particulier mécanique ne pourrait faire échouer l'amarrage ou corrompre la navigation relative. Le véhicule de service doit rester sur un point d'attente ou de parking en attendant que l'évaluation de l'inspection puisse permettre la poursuite de l'opération.

À noter qu'une inspection visuelle (caméra) répond tout à fait à l'exigence. Il convient, avec cette opération, de s'assurer qu'aucun objet ne pourrait venir interférer dans l'amarrage ou venir corrompre les mesures des senseurs d'approche, ou de s'assurer, lorsque l'objet cible est un débris spatial, que les vitesses de rotation de celui-ci sont conformes à l'attendu et compatibles des opérations du véhicule de service.

Article 47-16 : Performances pour la sécurité en phase d'approche.

Les systèmes du véhicule de service doivent être conçus, produits et mis en œuvre de façon à garantir, en phase d'approche, une probabilité de violation des corridors de vol définis dans les concepts opérationnels d'approche et d'amarrage et donc de risque de collision entre les 2 véhicules inférieure à 1 % par approche, et inférieure à 5 % sur l'ensemble de la vie orbitale du véhicule de service.

Il est privilégié une approche probabiliste, plutôt qu'une approche de type Fail-Operational / Fail-Safe qui pourrait venir sur-contraire le design bord.

Tout service prévu au moment du dépôt de la demande sera pris en compte pour répondre à cette exigence. Tout service non prévu au moment de la demande et qui devra donc faire l'objet d'un Fait Technique de déclaration, devra reprendre cette estimation en considérant les services passés et futurs.

Des simulations Monte-Carlo pourront par exemple être réalisées pour garantir une non violation des couloirs de vol avec un niveau de confiance suffisant. Il conviendra toutefois de considérer également de potentielles défaillances des systèmes de navigation relative et/ou des mesures d'évitement d'urgence, en plus du traitement des cas nominaux.

Article 47-17 : Compatibilité électrostatique et électromagnétique lors du contact

Le véhicule de service doit être conçu et produit avec les protections nécessaires, afin que pendant la phase de contact, il ne puisse pas générer de dommage induit par les ESD (décharges électrostatiques) et EMC (compatibilité électromagnétique).

Le design du véhicule de service devra répondre à la problématique de maîtrise du risque lié à d'éventuels dommages dans les domaines électrostatiques ou électromagnétiques de tout Objet cible.

Une résistance élevée (de plusieurs k Ω) dans l'interface entre le système de capture et le corps du véhicule de service peut aider à répondre au besoin en terme de dommage induit par les ESD.

7.4 EXIGENCES PHASE ATTACHEE

Article 47-18 : Contrôle du composite en phase attachée

Le composite doit pouvoir être contrôlé en attitude et en orbite en particulier afin d'assurer une capacité anti-collision.

Dans le cadre d'une opération conjointe entre deux entités distinctes, l'entité en charge du contrôle du composite doit être identifiée.

Cette entité devra être en charge des manœuvres d'anti collision, le cas échéant. Elle devra prendre toutes les dispositions nécessaires pour assurer les dispositions requises en section 3 du chapitre III du titre II de la troisième partie du présent arrêté.

Pour répondre à cet article, il conviendra de définir, pour chaque situation de la phase attachée, quel objet/véhicule est le maître et lequel est l'esclave, ainsi que de s'assurer que l'un des deux objets est capable de contrôler le composite au sens de la réalisation de manœuvres anti-collision dans le respect des autres dispositions de la présente réglementation.

7.5 EXIGENCES PHASE DE SEPARATION ET D'ELOIGNEMENT

Article 47-19 : Fiabilité liée à la séparation

La probabilité calculée de succès de la séparation nominale et de l'éloignement du véhicule de service en dehors de la zone de proximité doit être évaluée et maximisée.

Cette exigence ne concerne pas uniquement la séparation, mais également toute opération d'éloignement en zone de proximité, qu'il y ait eu contact ou non avec l'objet cible.

Pour le calcul de cette probabilité, on pourra s'inspirer des méthodes utilisées pour calculer la fiabilité du retrait de service d'un objet spatial (cf. paragraphe 3.10), ainsi que de la mise en œuvre de simulations de Monte-Carlo pour s'assurer que les trajectoires prévues permettent de s'éloigner de la zone de proximité sans risque.

Article 47-20 : Intégrité de l'objet cible à la séparation

Les systèmes du véhicule de service doivent être conçus, produits et mis en œuvre de façon à ce que, lors de la séparation du composite, le véhicule de service ne dégrade pas de façon définitive les capacités fonctionnelles vitales de l'objet cible, notamment sa capacité de contrôle d'attitude et de retrait de service.

La disposition ci-dessus n'est pas applicable dans le cas où l'objet cible est un débris spatial.

L'opérateur devra identifier l'ensemble des risques liés à la séparation pouvant détériorer l'Objet cible, et démontrer que ceux-ci ont été pris en compte dans le design et le concept opérationnel du Véhicule de service et sont maîtrisés par des mesures de réduction de risque adaptées.

Article 47-21 : Dynamique de séparation

Les systèmes du véhicule de service et de l'objet cible doivent être conçus, produits et mis en œuvre de façon à ce que la séparation permette aux deux objets de s'éloigner sur une trajectoire dont la dérive ne génère pas de risque de collision entre eux sur un horizon de temps compatible avec la mise en œuvre d'une manœuvre anti-collision.

8 CONSTELLATIONS

Définitions

- **Constellation** : Groupe d'objets spatiaux composé d'au moins 10 objets spatiaux opérationnels travaillant de concert pour une mission commune et faisant l'objet d'un plan de déploiement en orbite.
- **Train de satellites** : plusieurs satellites sur la même orbite mais avec des PSO décalées (quelques secondes, quelques minutes.). Exemple *A Train, etc.*
Un train de 10 satellites ou plus d'un même opérateur est considéré comme une constellation.
- **Mégaconstellation** : Constellation contenant au minimum 100 objets spatiaux opérationnels.

Note : chacun des satellites d'une constellation doit respecter les exigences de la RT applicable et les conseils et pratiques associés figurant dans les autres chapitres de ce guide.

8.1 EXIGENCES APPLICABLES A TOUTE CONSTELLATION

Article 48-1 : Probabilité de retrait de service des satellites d'une constellation

Chaque satellite d'une constellation doit présenter une probabilité de succès des opérations de retrait de service (incluant les opérations de passivation ainsi que les manœuvres de retrait de service) avec la règle suivante :

- constellation dont le nombre (N) de satellites est inférieur à 50 : $P > 0,9 + N \times 0,001$;
- constellation dont le nombre (N) de satellites est supérieur ou égal à 50 : $P > 0,95$.

N étant le nombre de satellites de la constellation, N supérieur ou égal à 10.

Cette exigence est introduite de manière à prendre en compte le facteur d'échelle lié aux constellations.

On considèrera le nombre N de satellite comme étant le nombre maximal de satellites de la constellation (satellites spares inclus).

Concernant le calcul de la probabilité de succès des opérations de retrait de service, on pourra se référer, comme pour un satellite unitaire, aux méthodes décrites au paragraphe 3.10.

Article 48-3 : Intégration du retour d'expérience

Tout retour d'expérience issu de la panne en vol d'un satellite appartenant à une constellation en cours de déploiement, et plus généralement de tout incident ou fait technique affectant les conditions de l'opération spatiale telle qu'elle a été autorisée, doit être pris en compte pour le lancement des satellites suivants.

Suite à une anomalie en vol sur le ou les premiers satellites déployés, l'opérateur devra démontrer l'absence d'incidence sur le lancement des satellites suivants (plan de déploiements de la constellation) ou prendre les mesures correctives afin que le dossier d'autorisation initial ne soit pas remis en cause.

Article 48-4 : Collision intra-constellation après retrait de service

Le retrait de service des satellites d'une même constellation doit être opéré de façon à garantir un risque de collision intra constellation inférieur à 10^{-3} jusqu'à leur rentrée atmosphérique ou pendant 100 ans sur la zone cimetière agréée pour les constellations localisées hors de la zone A.

Ce seuil de 1×10^{-3} est à consolider par des simulations avec un outil adapté, sur une population de débris qui est uniquement constituée de la population des satellites retirés du service de la constellation. Le calcul se fera sur l'ensemble de la population retirée du service.

Pour répondre à cet article, l'opérateur devra présenter une analyse détaillant la stratégie de retrait de service mise en œuvre pour limiter les risques de collision intra constellation post retrait de service.

Pour le retrait de service d'un seul satellite (qui serait remplacé dans la constellation), la façon la plus sûre de

gérer le risque de collision intra constellation est de descendre l'apogée de l'orbite du satellite en FDV sous le périgée de l'orbite opérationnelle. L'opérateur s'assurera que cette configuration est valable sur les valeurs osculatrices, quelles que soient les perturbations subies sur la durée orbitale post retrait de service, soit 25 ans maximum en zone A et 100 ans maximum en zone B.

Cela garantit à court terme l'absence de croisement, et sur le long terme, l'orbite située en dessous devrait descendre plus vite, donc l'écart va s'accroître.

Si la constellation est de petite taille (quelques dizaines de satellites) et que son retrait de service consiste à retirer l'ensemble des satellites, une approche d'étagement en appliquant le principe ci-dessus devrait permettre de répondre parfaitement à l'exigence.

Article 48-8 : Séparation des plans intra-constellation

La géométrie d'une constellation doit être définie afin d'assurer une séparation suffisante entre les satellites de cette constellation dans l'objectif de garantir une robustesse vis-à-vis du risque de collision.

Cette séparation sera réalisée de façon préférentielle en altitude (quelques km) aux nœuds relatifs des orbites ou avec de marges confortables (quelques dizaines de secondes) sur des phasages, afin de maîtriser le risque de collision entre des satellites de différents plans orbitaux.

L'opérateur expliquera sa stratégie par exemple dans l'analyse de mission de mise à poste de la constellation, et devra démontrer que la séparation choisie est résiliente vis à vis de cas de contingences, notamment la perte de contrôle d'un satellite.

8.2 EXIGENCES SPECIFIQUES AUX MEGACONSTELLATIONS

Article 48-2 : Probabilité de faire une victime au sol

L'objectif quantitatif de sauvegarde incluant l'ensemble des retours sur Terre des satellites d'une mégaconstellation, exprimé en probabilité maximale admissible de faire au moins une victime (risque collectif), est de 10^{-2} .

Pour le traitement de cet article, on pourra se référer au chapitre 4.

On considèrera, pour le respect du 1×10^{-2} , la somme des contributions individuelles de chaque satellite de la constellation lancé au cours du déploiement de celle-ci, mais également les spares identifiés.

Article 48-5 : Capacité anti-collision pour les mégaconstellations

Chaque satellite d'une méga constellation doit disposer d'un système de propulsion embarqué afin d'être en capacité de mettre en œuvre des manœuvres anti-collision efficacement et en temps opportun jusqu'à la fin de son retrait de service.

L'objectif est ici de pouvoir s'assurer de la gestion des risques anti-collision au sein de la constellation elle-même mais aussi avec tout objet externe à celle-ci. L'opérateur pourra se référer aux informations présentées dans le paragraphes 3.5 et 3.6.

Article 48-6 : Essais système vitaux avant de rejoindre l'orbite opérationnelle pour les mégaconstellations

Avant qu'un satellite d'une mégaconstellation ne rejoigne son orbite opérationnelle, des essais de bonne santé doivent être menés, depuis une orbite intermédiaire, sur les sous-systèmes de sa plateforme nécessaires au retrait de service.

Pour les satellites opérants en zone A, cette orbite intermédiaire doit permettre une rentrée naturelle en moins de 5 ans et avoir son apogée inférieur au périogée de l'orbite opérationnelle.

Cette exigence, qui pourrait s'appliquer à tout satellite, est d'autant plus justifiée pour une mégaconstellation, car le même opérateur déploie un grand nombre de satellites sur une même zone orbitale (même altitude en général, avec des plans éventuellement décalés) et cette mesure permet d'éviter de laisser des satellites 'mort-nés' (donc des débris) sur une orbite opérationnelle. Cette exigence est complémentaire de l'exigence de fiabilité de retrait de service : le régulateur est rassuré non par un chiffre estimé mais par un essai en orbite.

Après séparation, il faudra à minima vérifier les équipements (nominaux et redondants) nécessaires au retrait de service.

À noter que le calcul de la durée de rentrée depuis cette orbite intermédiaire pourra être fait en prenant en compte les panneaux déployés.

Article 48-7 : Durée maximale de retrait de service pour les satellites d'une méga-constellation

Pour chaque satellite d'une méga constellation opérant en zone A, la présence maximale en orbite après le retrait de service doit être limitée :

- à 5 ans pour les méga-constellations dont le nombre total de satellites est inférieur à 1 000 ;
- à 2 ans pour les méga-constellations dont le nombre de satellites est supérieur ou égal à 1 000.

Pour plus de précisions, on se référera au guide d'utilisation STELA en [DR5], ainsi qu'à l'utilisation de l'outil STELA (§10.1).

Article 48-9 : Séparation entre mégaconstellation

La géométrie d'une méga-constellation ne doit pas intercepter la géométrie d'une autre méga-constellation déjà en orbite en garantissant une séparation radiale adéquate, et ce jusqu'au début du retrait de service de la méga-constellation.

Dans l'impossibilité, dûment justifiée, d'assurer une séparation radiale adéquate, l'opérateur doit démontrer une robustesse vis-à-vis du risque de collision entre ses satellites et ceux de l'autre méga-constellation.

Définition de la séparation radiale (proposée par l'ISO 6434 – Design, Testing and operation of a spacecraft large constellation) : La séparation radiale est définie comme la distance entre les orbites de la constellation dans la direction radiale dans une plage de latitude commune, indépendamment de l'ascension droite du nœud ascendant et de la synchronisation (régression nodale et mouvement dans la trajectoire).

Une séparation radiale de 25 km entre les géométries des constellations est un ordre de grandeur acceptable afin de limiter les risques de collision entre les deux constellations.

Dans le cas où une séparation radiale est impossible, l'opérateur devra justifier de son choix d'orbite et démontrer la robustesse de ses choix vis-à-vis du risque de collision entre les satellites des deux méga-constellations, en considérant à la fois le fonctionnement nominal mais également dégradé.

Article 48-10 : Limitation des perturbations optiques des satellites d'une méga-constellation

Chaque satellite d'une méga-constellation doit être conçu, produit et mis en œuvre dans l'objectif d'atteindre une magnitude apparente supérieure ou égale à 7 afin de limiter les perturbations optiques pour les observations astronomiques depuis le sol ou l'espace.

Du fait de la grande quantité de satellites composant une méga-constellation, celle-ci peut engendrer un impact important sur les observations astronomiques optiques.

L'opérateur doit quantifier l'impact optique (pollution lumineuse) de chacun des satellites de la méga-constellation pour un observateur au sol.

Magnitude apparente : mesure de la luminosité d'un objet céleste mesurée à une distance donnée. Elle est relative à un objet de référence de « magnitude zéro » (historiquement l'étoile Véga).

$$m - m_{réf} = -2.5 \log_{10} \left(\frac{E}{E_{réf}} \right)$$

avec E : éclairement (W/m²)

À noter que les objets possédants une magnitude apparente de 6 ou moins sont visibles à l'œil nu.

Actuellement et en l'absence de méthode standardisée permettant d'estimer l'éclairement d'un satellite, il est laissé à l'opérateur le soin de choisir ou d'élaborer celle qui est la plus adaptée à sa situation.

Il justifiera de la pertinence de la méthode utilisée en détaillant les hypothèses retenues et les étapes menant au résultat final du calcul de magnitude apparente. Il décrira aussi, si elles s'avèrent nécessaires, les mesures prises visant à minimiser la réflectivité de ses satellites et donc les perturbations optiques engendrées pour un observateur au sol.

Ces mesures peuvent être des mesures de design et/ou des mesures opérationnelles. Par exemple, et de façon non exhaustive : application de matériaux qui absorbent la lumière (e.g. peinture sombre limitant la réflectivité), utilisation de barrières physiques pour bloquer la lumière du soleil sur les surfaces réfléchissantes, contrôle de l'orientation du satellite et/ou des panneaux solaires pour minimiser la réflexion vers la Terre (et notamment les diffusions spéculaires dans la direction d'observatoires astronomiques), etc...

9 EXTENSION DE MISSION

Article 49-1 : Conditions d'extension de mission

En cas d'une volonté de prolonger la mission au-delà de la durée initialement autorisée, l'opérateur démontre que cette extension de mission ne remet pas en cause le respect des dispositions opérationnelles de la troisième partie de cet arrêté.

Par ailleurs, au titre de l'étude de danger, les événements redoutés spécifiques à l'extension de mission doivent être identifiés et maîtrisés.

L'apport d'un véhicule de service intervenant au cours de cette extension de mission devra être évalué vis-à-vis des dispositions de cet arrêté.

Certains opérateurs souhaitent prolonger la vie opérationnelle de leur satellite, au-delà de la durée accordée par l'arrêté d'autorisation de maîtrise. Une demande formelle doit être faite auprès du Ministère en charge de l'Espace qui pourra alors se prononcer, notamment sur la base de l'avis CNES, sur le volet technique justifiant la demande.

Ce paragraphe a pour but d'aider les opérateurs à établir le dossier technique accompagnant la demande, lequel doit justifier que la prolongation envisagée ne remet pas en cause le respect de la Réglementation Technique en vigueur.

9.1 EXIGENCES A RE-EVALUER DANS LE CADRE D'UNE EXTENSION DE MISSION

Cette section fournit le détail des exigences qu'il conviendra, a minima, de réévaluer dans le cadre d'une extension de mission. On pourra s'appuyer sur les considérations présentées dans ce guide, ainsi que sur les compléments apportés par le tableau introduit ci-dessous.

De manière générale, si l'extension de mission résulte en un ou des changements vis-à-vis de la stratégie nominale telle que définie dans le dossier de demande initial, l'opérateur devra déclarer ces changements en parallèle de sa demande d'extension et redémontrer le respect des articles associés.

Les documents demandés lors de la demande initiale, au titre de l'arrêté de composition (cf. [DA3]), devront si besoin être mis à jour et refournis lors de la demande d'extension (tels que la notice de conformité, l'étude de dangers, etc.).

Article	Titre Article RT	Ré-évaluation demandée
Chapitre II : Exigences système qualité		
35-1	Système de management et de Qualité	L'opérateur devra fournir tout changement du système déclaré lors de l'autorisation initiale
35-2	Compétences, moyens et organisation	

Article	Titre Article RT	Ré-évaluation demandée
38	Cocontractants et sous-traitants	
35-3	Engagement de conservation	Il conviendra simplement de reformuler l'engagement pris lors du dépôt de la demande initiale
36	Faits techniques et d'organisation	
37	Revue techniques	
38-1	Plan de contrôle pendant la maîtrise en orbite	
Chapitre III, Section 1 : Obligations liées à la conduite des opérations		
39	Capacité de maîtrise de l'objet spatial	<p>La redémonstration de la capacité de maîtrise de l'objet est indispensable en cas de demande d'extension de mission.</p> <p>L'opérateur doit confirmer que tous les moyens sol et organisationnels seront conservés de manière à continuer les opérations du satellite pendant toute la durée de l'extension. C'est-à-dire que les systèmes sol sont toujours fonctionnels et disponibles et que le personnel opérant est correctement dimensionné et qualifié pour les opérations.</p> <p>L'opérateur pourra, dans ce cadre :</p> <ul style="list-style-type: none"> • s'appuyer sur l'état des équipements de la plateforme (cf. section 9.2), • l'éventuel renforcement des surveillances bord et sol. Les bonnes pratiques nécessitent de base des surveillances adaptées pour écarter tout risque d'être dans l'incapacité de mener les opérations de retrait de service. (Cf. section 9.3.2). Si le bilan du satellite fait état de dégradations particulières ou pannes, l'opérateur pourra renforcer les précautions opérationnelles déjà mises en place. Cela peut passer par des analyses de tendance, la mise en place de seuils ou d'alarmes, etc. • établir une analyse du risque de ne pas pouvoir réaliser le retrait de service (cf. section 9.3.2)
39-2	Gestion des ergols	<p>Pour les satellites manœuvrants, l'opérateur présentera une estimation actualisée du bilan ergol, (Cf. §3.9) lui permettant de garantir l'ergol nécessaire au moment de la nouvelle date de retrait de service envisagée.</p> <p>À noter que ce Guide des Bonnes Pratiques n'a pas vocation à spécifier de méthode de calcul pour la ré-estimation du bilan d'ergol, qui est laissée à l'initiative de l'opérateur.</p>
39-3	Cybersécurité	Il conviendra de décrire tout changement du système de cybersécurité déclaré lors de l'autorisation initiale

Article	Titre Article RT	Ré-évaluation demandée
Chapitre III, Section 2 : Prévention des fragmentations		
40	2. Désintégration accidentelle	Il conviendra de démontrer que les éléments à risques identifiés initialement sont toujours qualifiés au cours de l'extension de telle sorte que les considérations présentées dans le dossier initial soient toujours valables. Dans le cas contraire, une justification du faible risque de désintégration sera nécessaire.
40-1	Destruction intentionnelle	Il conviendra simplement de reformuler l'engagement pris lors du dépôt de la demande initiale
Chapitre III, Section 3 : Prévention des collisions		
41	Prévention des risques de collision avec les objets habités	Dans le cas où le nouveau domaine de vol pendant la durée de l'extension implique un croisement des orbites des objets habités, il faudra détailler les mesures mises en œuvre pour limiter les risques de collision avec ces objets
41-3	Probabilité de collision avec un objet spatial	Il conviendra de ré-évaluer le risque cumulé en prenant en compte la durée de vie initiale et l'extension de mission, et avec la population orbitale actualisée
41-5	Coordination en cas d'alerte collision entre deux opérateurs assurant la maîtrise d'objets spatiaux manoeuvrants	L'opérateur pourra simplement reformuler son engagement de coordination formulée lors du dépôt du dossier initial
41-6	Seuil de déclenchement des manoeuvres anti-collision	Si le seuil de probabilité de collision est modifié par rapport à la demande initiale, il faudra fournir, et justifier, ce nouveau seuil
Chapitre III, Section 4 : Prévention de la saturation des orbites		
41-12	Fiabilité des opérations de retrait de service	Des détails sur la ré-évaluation de la fiabilité sont donnés en section 9.2
41-14	Emissions radioélectriques	Il conviendra simplement de reformuler l'engagement pris lors du dépôt de la demande initiale
Chapitre IV : Retour sur terre d'un objet spatial		
44	Objectifs quantitatifs pour la sécurité des personnes pour le retour sur Terre d'un objet spatial	Dans le cadre d'une rentrée naturelle assistée (RNA) ou d'une rentrée contrôlée (RC), le risque au sol pourrait être augmenté du fait d'une dégradation de la fiabilité des équipements participants à ces opérations au cours de l'extension de mission. Il conviendra donc, dans ce cas de figure, de redémontrer le respect de cette exigence
46	Prévention des risques induits par la désorbitation et la retombée de l'objet spatial ou de ses fragments	L'impact potentiel sur les populations devra être ré-évalué en regard des articles 46.2 et 46.3

Article	Titre Article RT	Ré-évaluation demandée
	lors d'une rentrée contrôlée	
46-1	Rentrée contrôlée sur site	La probabilité de faire une victime est très certainement dépendante de la fiabilité des systèmes mis en œuvre, et devra être redémontrée
Chapitre V : Service en orbite <i>Note : la plupart des exigences liées au Service en Orbite ne sont pas spécifiques à une extension de mission, mais il conviendra de les redémontrer via un Fait Technique en cas de concept opérationnel nouveau par rapport à celui ou ceux décrit(s) dans le dossier de demande initial</i>		
47-16	Performances pour la sécurité en phase d'approche	Des détails sur la ré-évaluation de la fiabilité sont donnés en section 9.2
47-19	Fiabilité liée à la séparation	
Chapitre VI : Constellations		
48-1	Probabilité de retrait de service des satellites d'une constellation	Des détails sur la ré-évaluation de la fiabilité sont donnés en section 9.2
48-2	Probabilité de faire une victime au sol	Dans le cadre d'une rentrée naturelle assistée (RNA) ou d'une rentrée contrôlée (RC), le risque au sol pourrait être augmenté du fait d'une dégradation de la fiabilité des équipements participants à ces opérations au cours de l'extension de mission. Il conviendra donc, dans ce cas de figure, de redémontrer le respect de cette exigence
48-9	Séparation entre mégaconstellations	Dans le cas où la robustesse vis-à-vis du risque de collision démontrée initialement est remise en cause sur la base des nouvelles méga-constellations environnantes, il conviendra de reconsidérer la conformité à cet exigence

Tableau 5: Exigences à réévaluer dans le cadre d'une extension de mission

9.2 RE-ESTIMATION DE LA FIABILITE EN VOL

Les critères les plus pertinents pour apporter des garanties de réussite du retrait de service sont :

- Calcul de la probabilité de réussite des opérations de retrait de service ré-estimé (une potentielle extension du domaine de qualification pourra être réalisée sur les équipements le nécessitant).
- **Bilan de santé et prédiction de pannes** : Exploiter les télémessures fournies par le satellite pour monitorer et suivre les performances et les comportements d'un certain nombre d'équipements, et évaluer l'évolution future des performances/marges.

Le bilan de santé est un critère qualitatif dont l'objectif est d'exploiter les télémessures fournies par le satellite pour monitorer et suivre les performances et les comportements d'un certain nombre d'équipements, notamment ceux de la plateforme nécessaires pour les opérations de fin de vie.

À cette fin, des rapports hebdomadaires, annuels ou pluriannuels peuvent être produits dans le cadre des activités de support en orbite, ce qui fournit des indicateurs et critères pour évaluer et justifier la possibilité de poursuivre la mission, voir étendre sa durée.

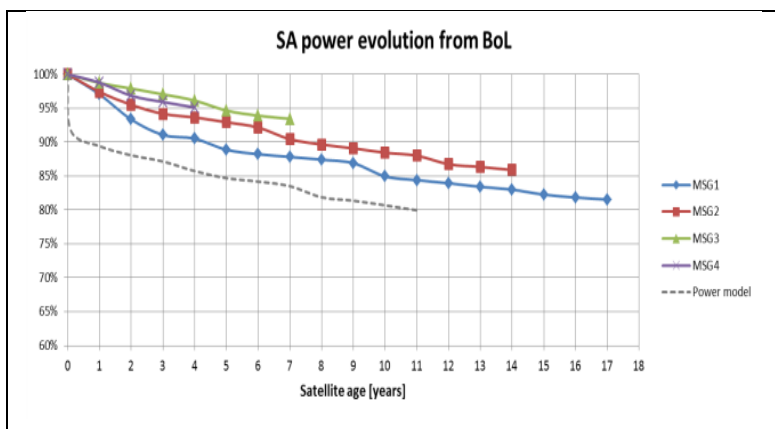
L'opérateur devra s'appuyer sur une analyse permettant, quand cela est possible, d'évaluer les marges résiduelles des équipements (cyclages / durées cumulées / radiations etc..) par rapport à leur design. Cela, en se référant aux dossiers de conception et de justification des systèmes qui doivent donc toujours être disponibles chez l'opérateur. Une extension de vie pourra donc être accordée, même si la marge de qualification de certains équipements a été entamée.

En effet, tant qu'il y a des marges positives et des performances dans la norme, il est raisonnable de penser que la mission puisse continuer. Au contraire, dans le cas d'un état de santé dégradé pour un ou plusieurs équipements nécessaires pour les opérations de fin de vie, il serait plus risqué de continuer la mission.

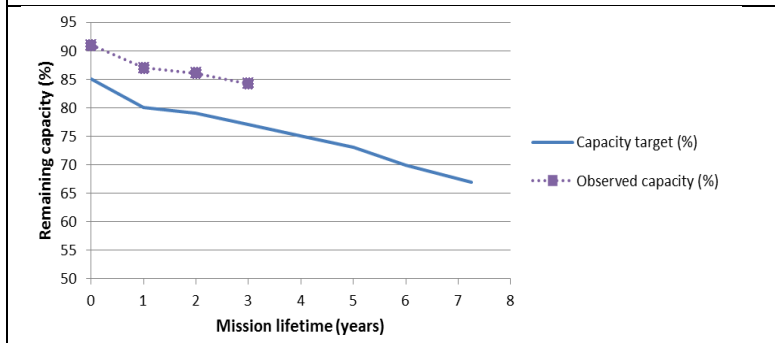
Par ailleurs, il est nécessaire, tout d'abord, d'identifier les phénomènes de dégradation, d'en déterminer les causes et les facteurs influents, ainsi que de déterminer les observables qui permettent d'en suivre l'évolution dans le temps. Cela permet ensuite de comparer l'état actuel à celui nécessaire pour les opérations de fin de vie.

Parmi les observables et les critères les plus communs, on retrouve le bilan d'ergols restants et celui de puissance. Dans le premier cas, différentes méthodologies peuvent être utilisées pour estimer la consommation d'ergols et donc la masse restante, qui est à comparer au besoin pour la poursuite de la mission (ex. manœuvres de maintien à poste, d'évitement de collision, de fin de vie, etc.). Dans le deuxième cas, on détermine si la puissance disponible à bord, qui est générée par les panneaux solaires ou fournie par les batteries, permet toujours d'alimenter les équipements nécessaires pour la poursuite de la mission.

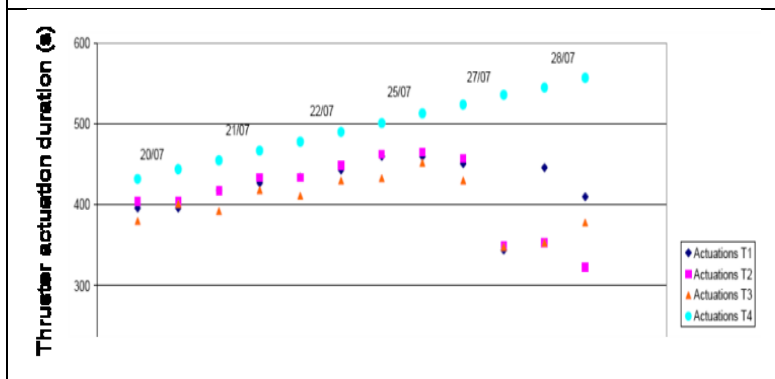
En plus de cela, d'autres observables, directs ou dérivés, peuvent/doivent être exploités pour la prise de décision sur la fin de vie. Certains exemples sont présentés ci-dessous :



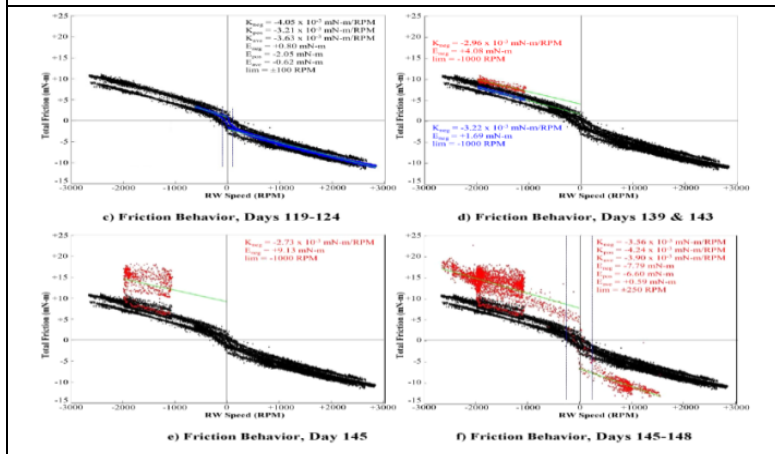
Cette figure montre l'évolution de la puissance générée par les panneaux solaires de 4 satellites GEO de la même famille en fonction de leur âge. On observe que la dégradation par rapport à la puissance disponible en début de vie est très inférieure à celle qui avait été estimée avant la lancement (courbe pointillée grise). Ces satellites se comportent donc mieux que l'attendu, ce qui donne une bonne confiance pour la suite de la mission car la puissance nécessaire sera encore disponible.



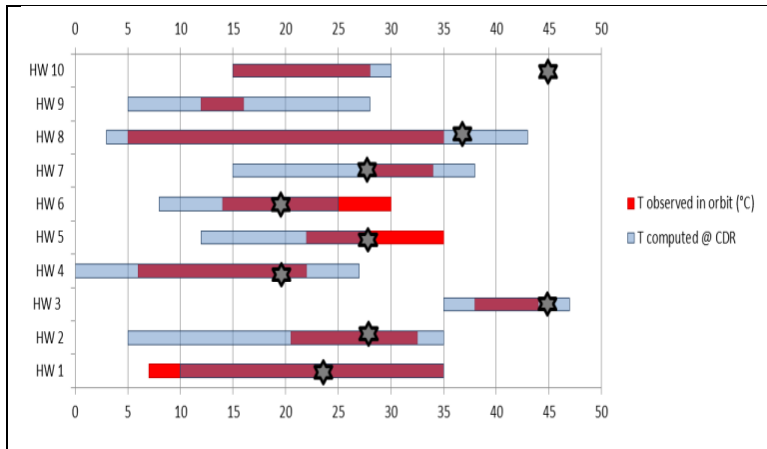
Cette figure montre l'évolution de la capacité restante d'une batterie observée pendant les premières années de cette mission, à comparer avec le besoin (courbe bleue). Dans ce cas aussi il y a des marges positives qui vont même au-delà de ce qui était envisagé initialement.



Cette figure permet de déduire que certaines tuyères chimiques sont en train de se dégrader, ce qui en oblige d'autres à être utilisées pour un temps plus long. Ce phénomène doit donc être pris en compte, non seulement dans le budget d'ergols, qui peut en être impacté (ex. surconsommation), mais aussi dans le modèle de fiabilité.



Cet exemple montre comment les télémesures d'une roue à réaction ont permis d'observer une augmentation non nominale du couple de friction. Ce qui a été associé, dans la suite, à un symptôme avant-coureur d'une panne. Cela peut induire à une reconfiguration du satellite ou à une fin de vie anticipée si le phénomène impacte tous les équipements.



Cette figure permet de comparer la gamme de températures réellement observée pour certains équipements électroniques d'un satellite à celle estimée pendant la phase de design. On observe que souvent les températures max réelles sont plus faibles, sauf un nombre limité d'exceptions. De plus, il est important de noter que la température moyenne utilisée dans le modèle de fiabilité (étoile) est parfois trop pessimiste.

Le bilan de santé fournit donc des critères et des indicateurs qui sont indispensables pour décider correctement de la possibilité de continuer/étendre la durée de vie d'un satellite.

L'analyse de prédiction de pannes permet d'aller encore plus loin pour faire l'estimation des marges positives. L'objectif est d'évaluer l'évolution future des performances/marges.

Cette analyse fournit donc des éléments supplémentaires pour une meilleure prise de décision sur la poursuite de la mission car permet d'estimer la durée de vie résiduelle des équipements (RUL : Remaining Useful Lifetime), une fois qu'un seuil est franchi, comme illustré dans la figure suivante :

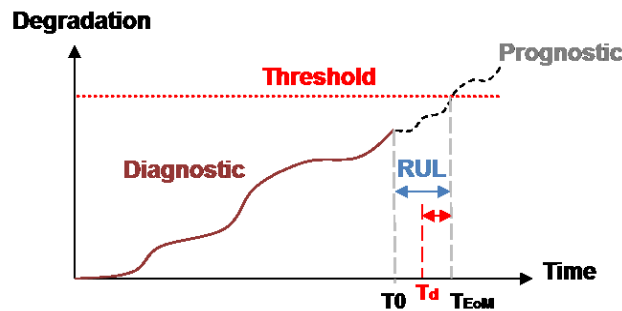


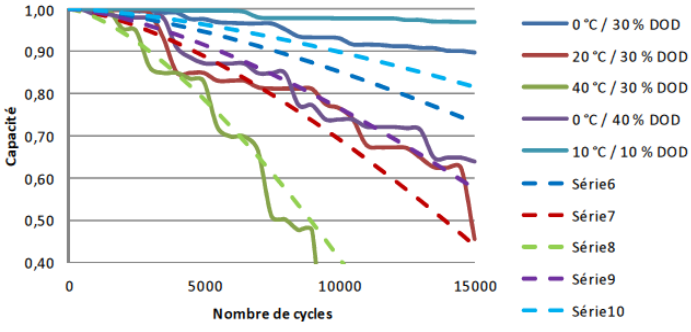
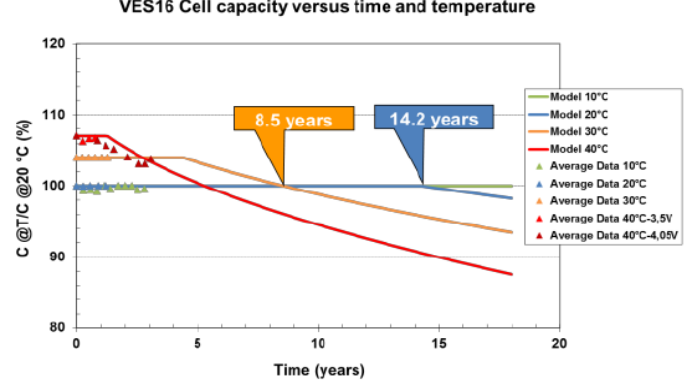
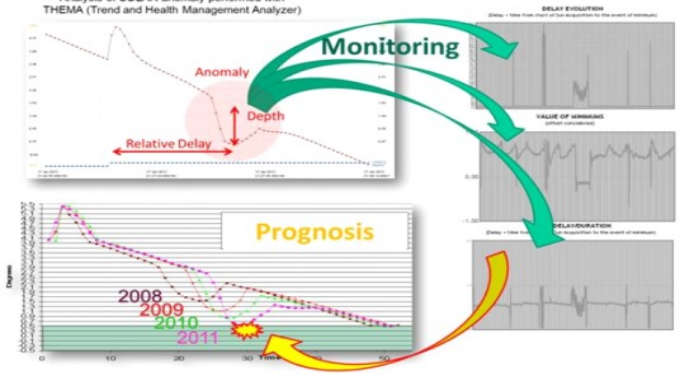
Figure 9-1: Durée de vie résiduelle équipements et seuil associé

De plus, en connaissant le temps nécessaire pour effectuer les opérations de fin de vie, la connaissance de la RUL permet de décider quand elles doivent démarrer ($T_{disposal}$) pour en assurer la réussite avant la fin de vie du satellite (T_{EoM}).

Différentes approches existent pour cette méthode. Cela peut être basé :

- sur des modèles mathématiques
- sur des modèles/outils d'ingénierie
- ou sur l'analyse de données (Machine Learning, Artificial Intelligence)

Chaque méthode a ses avantages et inconvénients. Ci-dessous, des exemples sont présentés pour chacune de ces trois typologies de prédiction de pannes :

	<p>Dans cet exemple, extrait de la littérature et basé sur des données simulées et non pas réelles, un processus de Gamma a été utilisé pour déterminer la dégradation future des batteries en termes de perte de capacité en fonction de leurs conditions d'opérations. Cela a permis ensuite d'y associer la probabilité d'avoir assez d'énergie suffisante pour poursuivre la mission.</p>
	<p>Dans cet exemple de prédiction basée sur des modèles d'ingénierie, un modèle électrochimique, développé par un fabricant de batteries et validé avec données de test et d'orbite, a été utilisé pour suivre les performances actuelles d'une mission mais surtout d'en estimer les performances futures en fonction des conditions réelles d'opération.</p>
	<p>Dans cet exemple de prédiction basée sur les données et en particulier sur des méthodes de Machine Learning, il a été possible de suivre la dégradation de cet équipement et surtout d'anticiper la data d'occurrence de la panne (ou au moins quand l'équipement ne pouvait plus fournir les fonctions nécessaires pour la suite de sa mission).</p>

La Prédiction de pannes, même si plus complexe, représente l'approche la plus fiable et pertinente pour justifier la capacité d'un satellite à poursuivre sa mission, y compris les opérations de fin de vie. L'estimation de la durée de vie résiduelle, même si n'étant pas toujours parfaite, donne néanmoins plus de confiance sur la possibilité d'étendre la mission, surtout par rapport aux approches décrites dans les paragraphes précédents. De plus, cette information peut être prise en compte dans les modèles de fiabilité, ce qui permet également d'avoir un calcul de probabilité plus réaliste et donc de décider sur la fin de la mission en évaluant le respect d'un ou plusieurs critères quantitatifs.

De plus, ces résultats peuvent aussi être exploités pour les calculs de fiabilité et donc pour les critères

quantitatifs. En effet :

- en fonction de l'évolution des marges identifiées dans l'analyse, des schémas de redondances actualisés devront être considérés dans le modèle de fiabilité (ex. la perte de plus de strings du générateur solaire peut être acceptée par rapport aux hypothèses initiales si une marge de puissance plus importante que celle attendue est disponible).
- dans le cas de conditions d'opérations différentes par rapport à celles estimées avant le lancement (ex. température de fonctionnement plus faible, nombre de ON/OFF ou cycles inférieur, durée de fonctionnement plus courte, etc.), les taux de pannes des équipements et/ou leur taux d'utilisation devront être reconsidérés.

9.3 ANALYSES DE RISQUE

Les évènements redoutés spécifiques à l'extension de mission devront être identifiés et maîtrisés. Quelques exemples de risques sont présentés ci-dessous, sans vocation à être exhaustif.

9.3.1 Risque associé à l'utilisation d'un service en orbite

L'opérateur s'assurera que toute opération de Service en orbite menée dans l'objectif d'étendre la durée de mission d'un Objet cible, ne présentera pas de risque accru vis-à-vis de l'environnement spatial (en particulier ne défiabilisera pas les capacités de retrait de service de cet objet, ni ne présentera de risque de désintégration accidentelle accrue de part, par exemple, un remplissage de réservoir conduisant à une pression opérationnelle trop élevée) ou du risque de faire une victime au sol en cas de rentrée atmosphérique prévue en fin de vie orbitale.

9.3.2 Risque de ne pas pouvoir réaliser le retrait de service tel que prévu dans le dossier initial

L'expérience développée par les opérations des satellites de la flotte CNES a conduit à disposer systématiquement, dès la demande d'autorisation initiale, d'une note d'*analyse des situations urgentes de fin de vie*. Cette note est une base qui permet à l'opérateur de faire état de la robustesse de la PF satellite à des cas de panne. Il est nécessaire d'initier un tel document (s'il n'existe pas encore) lors de la demande d'extension car c'est entre autres sur cette base que l'opérateur démontrera que le risque de ne pouvoir mener les opérations de retrait de service telles que prévues dans le dossier initial, est maîtrisé.

La 'consommation' des redondances durant la mission nominale est une information très pertinente à inclure dans la demande d'extension, puisqu'en cas de panne d'un équipement redondé, le basculement sur une redondance permet de ne pas mettre en péril la capacité de retrait de service.

Plus généralement, la robustesse des différents sous-systèmes (SCAO, Propulsion etc.) à une (nouvelle) panne sera revisitée au moment de la demande d'extension.

À noter que cette robustesse ne dépend pas uniquement des redondances mais également de toute contre-mesure qui pourrait être mise en place pour palier une défaillance des équipements bord. Par exemple, un équipement de contrôle d'attitude peut tomber en panne mais le satellite pourrait s'en passer avec l'établissement de nouveaux modes SCAO ne faisant pas usage de cet équipement initialement identifié comme nécessaire

9.3.3 Risque de laisser le satellite sur son orbite opérationnelle

Le risque de laisser le satellite sur son orbite opérationnelle devra aussi être évalué :

- Etant donné l'état et le design de la PF : ergol résiduel et pression dans les réservoirs, risques de génération de débris à l'extérieur de la caisse du satellite si les batteries passent en surcharge ou en surchauffe.

- Etant donné l'orbite opérationnelle du satellite. Notamment si ce dernier est déjà sur une orbite de rentrée naturelle compatible des exigences LOS.

Le besoin est de rassurer le régulateur sur le fait qu'il n'y a pas de risque d'explosion du satellite, *étant donné son état à ce moment-là.*

9.3.4 Risque de génération de débris par collision

Enfin, le risque de génération de débris par collision sera réévalué en prenant en compte la population de débris orbitaux au moment de la demande d'extension.

10 OUTILS LOGICIELS

Avertissement : Ce chapitre décrit les outils recommandés par le CNES, en expliquant comment les opérer : données d'entrées, paramétrage et résultats fournis. Il s'agit donc de guider les opérateurs dans la méthode pour mener un calcul. Les manuels utilisateurs de ces outils sont inclus dans le package d'installation.

Le logiciel STELA est l'outil développé et utilisé par le CNES dans le cadre de la LOS pour la vérification de l'évolution à long terme des orbites et du respect des zones protégées en LEO (<2000km) et GEO (latitude ± 15 deg et altitude 35786km \pm 200 km).

Les logiciels DEBRISK et ELECTRA permettent respectivement d'identifier les objets ou fragments survivants lors d'une rentrée atmosphérique et de quantifier les risques associés au sol, afin de répondre aux exigences de la RT en vigueur.

Les logiciels CNES peuvent être téléchargés sur le site <https://www.connectbycnes.fr/los>

Le logiciel MASTER, développé par l'ESA, permet d'estimer la probabilité de collision avec un catalogue de débris donné, dans un 'espace-temps' orbital. Ce logiciel de l'ESA peut être téléchargé sur le site <https://sdup.esoc.esa.int>

10.1 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 guide d'utilisation – cf. DR5 – pour une description plus précise de sa modélisation, de ses fonctionnalités et de son domaine d'utilisation.

La dernière version de l'outil recommandée pour l'utilisation LOS est disponible sur le site référencé en §10.



Figure 10-1: Logo STELA

10.1.1 Présentation outil/méthode

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.

10.1.2 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 périgées : **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.**
- Des informations complémentaires nécessaires pour l'utilisation de STELA dans le cadre de la LOS sont disponibles dans le document [DR5].

10.2 DEBRISK

Cette section décrit de manière succincte l'outil DEBRISK et sa méthode associée. Un guide d'utilisation complet est fourni avec le logiciel pour les applications satellites – cf. DR3.

La dernière version de l'outil recommandée pour l'utilisation LOS est disponible sur le site référencé en §10.



Figure 10-2: Logo DEBRISK

10.2.1 Présentation outil/méthode

DEBRISK est un outil permettant l'évaluation de la survivabilité des fragments d'un véhicule rentrant dans l'atmosphère terrestre, en utilisant une approche orientée objet. Cette approche suppose que le véhicule rentrant (nommé par la suite véhicule parent), puisse être modélisé comme un jeu de plusieurs objets, de formes géométriques élémentaires à disposition. Cet outil a donc besoin comme entrées des conditions initiales cinématiques du véhicule parent, de ses caractéristiques physiques, ainsi que d'une liste d'objets. Cette liste représente les fragments du véhicule étudié, liés ou non entre eux suivant différents types de relations, et qui naîtront à partir de l'altitude de fragmentation principale du dit véhicule, ou lors de la disparition de l'objet parent les contenant. Cette liste est sous la responsabilité de l'opérateur qui la produit. L'identification de la géométrie de l'ensemble des fragments s'effectue par l'intermédiaire de formes déjà à disposition au sein du logiciel.

À partir de l'ensemble de ces renseignements, DEBRISK permet de calculer la trajectoire et la thermique du véhicule rentrant dans l'atmosphère terrestre et de prendre en compte sa fragmentation à l'altitude supposée de cet événement. À partir de cette événement, chaque objet représentant un fragment est simulé pas à pas, via sa trajectoire, sa température ainsi que son ablation éventuelle en fonction des flux entrants et sortants.

Plus précisément, DEBRISK modélise à chaque pas de temps et pour chaque objet :

- L'atmosphère terrestre afin de définir les conditions d'écoulement local,
- Les équations du mouvement dans un référentiel inertiel – **modélisation de la trajectoire**,
- Le coefficient de traînée en fonction de l'écoulement local – **modélisation aérodynamique**,
- Le flux thermique en fonction de l'écoulement local – **modélisation aérothermodynamique**,
- L'élévation de température de l'objet – **modélisation thermique**,
- L'ablation du matériau et le calcul des nouvelles dimensions – **modélisation de l'ablation**.

10.2.2 Modélisation physique

La **modélisation de la trajectoire** et la propagation numérique utilisent la bibliothèque CNES Patrius.

Le **calcul des forces aérodynamiques** ne considère que les forces de trainée. Les coefficients et surfaces de référence aérodynamiques sont définis pour chaque forme et pour chaque régime d'écoulement. Le régime de l'écoulement est basé sur le nombre de Knudsen, lui-même calculé en utilisant une longueur de référence qui dépend des caractéristiques géométriques de chaque objet.

Le **flux thermique** sur chaque objet inclut la contribution des différents modes d'échauffement suivants :

- Transfert convectif, qui s'applique à la surface de référence thermique,
- Transfert d'oxydation, qui s'applique à la surface de référence thermique,
- Rayonnement : pertes dues au rayonnement de la paroi ; qui s'appliquent à la surface totale de l'objet exposée vers l'extérieur
- Transfert par contact : transfert d'énergie entre deux objets par l'intermédiaire d'un coefficient de contact s'appliquant sur la surface d'interaction entre ces objets.

Le **coefficient de trainée** de l'objet et la **chaleur absorbée** dépendent de sa forme, de ses dimensions, des conditions de l'écoulement, et de l'attitude de l'objet. Le calcul de la température de paroi est une fonction du flux thermique, de la chaleur spécifique et de la masse de l'objet. La quantité de masse ablatée est déterminée à partir de l'intégration des flux une fois la température de fusion atteinte. Enfin, l'intégration des équations du mouvement dépend du coefficient balistique et des conditions de l'écoulement local. Ces mêmes conditions dépendent du déplacement de l'objet et de l'atmosphère terrestre.

Les **surface de référence aérodynamique, thermique et surface totale** de l'objet exposées à l'extérieur dépendent directement de la forme considérée : sphère, cylindre, boîte, plaque, complexe ...

La **température** de chaque objet est considérée uniforme dans le matériau, ce qui suppose que la conduction dans le matériau est infinie. Lorsque la température de fusion est atteinte pour un objet, l'énergie transférée à cet objet n'entraîne plus d'augmentation de la température mais une fusion du matériau, qui réduit sa masse et ses dimensions externes.

La **masse de matériau ablatée** à chaque pas de temps est calculée par le rapport de la chaleur totale absorbée par l'objet sur l'enthalpie de fusion du matériau. La façon d'ablater un objet est spécifique en fonction des caractéristiques géométriques de celui-ci.

L'**objet est considéré détruit** s'il déclenche l'un des critères suivant, cf. MU (**DBK-MU-LOG-0205-CNES**) :

- La masse atteint une valeur minimale limite définie par défaut dans le logiciel.
- L'épaisseur atteint une valeur minimale limite définie par défaut dans le logiciel.

- La décélération atteint une valeur maximale limite définie par défaut dans le logiciel.
- L'énergie cinétique atteint une valeur minimale limite définie par défaut dans le logiciel.

L'ablation est le processus de perte de masse d'un objet le long de sa rentrée.

La **fragmentation** est de différents types (4 identifiés) :

- La fragmentation principale est le processus qui désigne le moment où le satellite « s'éclate » et fait naître l'ensemble des éléments pré-listés par l'utilisateur (donc des enfants).
- La fragmentation des panneaux solaires est le processus « automatique » de séparation des panneaux solaires de son véhicule, qui s'effectue soit à 95 km, soit à l'altitude de fragmentation principale si cette dernière est supérieure à 95km.
- La fragmentation (sans préciser « principale » ou « des panneaux solaire ») est le processus classique de naissance :
 - d'un enfant qui est dans un parent, et qui est réalisé automatiquement quand le parent a disparu au sens de DEBRISK (critère de disparition déclenchée, comme vu ci-dessus)
 - d'un composant, réalisé automatiquement quand la température de séparation imposée par l'utilisateur est atteinte.

10.2.3 Décomposition de la Méthode DEBRISK

Voici d'un point de vue macroscopique, la décomposition de la méthode à implémenter pour analyser la survivabilité des objets composants un véhicule spatial.

- Les conditions initiales cinématiques du véhicule parent sont à définir.
- L'altitude de fragmentation principale du véhicule parent est définie en suivant la méthodologie recommandée dans le guide d'utilisation complet fourni avec le logiciel – cf. DR3.
- Chaque fragment, qu'il soit issu de la décomposition du véhicule parent, ou qu'il concerne le véhicule parent lui-même, doit être décrit de la façon suivante :
 - Nom explicite (avec définition des acronymes),
 - Quantité (cela concerne uniquement les fragments issus de la décomposition du véhicule parent)
 - Le type de relation avec d'autres fragments en suivant la méthodologie recommandée dans le guide d'utilisation complet fourni avec le logiciel – cf. DR3,
 - La forme retenue pour sa modélisation, en suivant les méthodologies recommandées dans le guide d'utilisation complet fourni avec le logiciel – cf. DR3. Il faut y préciser en particulier :
 1. Les caractéristiques géométriques : dimensions extérieures et intérieures, masses aérodynamique et thermique,
 2. Les caractéristiques physiques :
 - Coefficients de conductance (cf. DR3),
 - Matériaux (cf. DR3).

Pour la mise en œuvre des différentes fonctionnalités de l'outil, l'opérateur pourra aussi se référer au manuel utilisateur de DEBRISK (fourni avec le logiciel).

10.3 ELECTRA

Cette section décrit de manière succincte l'outil ELECTRA et sa méthode associée. Un guide d'utilisation complet est fourni avec le logiciel pour les applications satellites – cf. DR4.

La dernière version de l'outil recommandée pour l'utilisation LOS est disponible sur le site référencé en §10.



Figure 10-3: Logo ELECTRA

10.3.1 Présentation outil/méthode

La méthode ELECTRA (Estimation de la Létalité due aux Evènements Catastrophiques sur Trajectoires Rentrant dans l'Atmosphère) permet d'estimer le risque de victime collectif lié à la retombée de fragments d'un objet spatial :

- Risque de victime en rentrée non contrôlée (i.e. risque de victime lié à la rentrée naturelle sur Terre d'un satellite) ⇒ **mode RA**.
- Risque de victime au lancement (i.e. risque de victime lié au survol de terres habitées lors d'un lancement) ⇒ **mode RL** (non traité ici)
- Risque de victime en rentrée contrôlée (i.e. risque de victime lié à la désorbitation active d'un satellite) ⇒ **mode RC**
- Risque de victime sur orbites finales (i.e. risque de victime lié à la rentrée naturelle imminente sur Terre d'un objet spatial quelques jours à quelques heures avant sa retombée) ⇒ **mode RF**.

Note : la méthode ELECTRA concernant le Risque au Lancement (RL) ou le Risque en Rentrée Contrôlée (RC) estime le risque de victime lié à une opération spatiale en cas de défaillance du système.

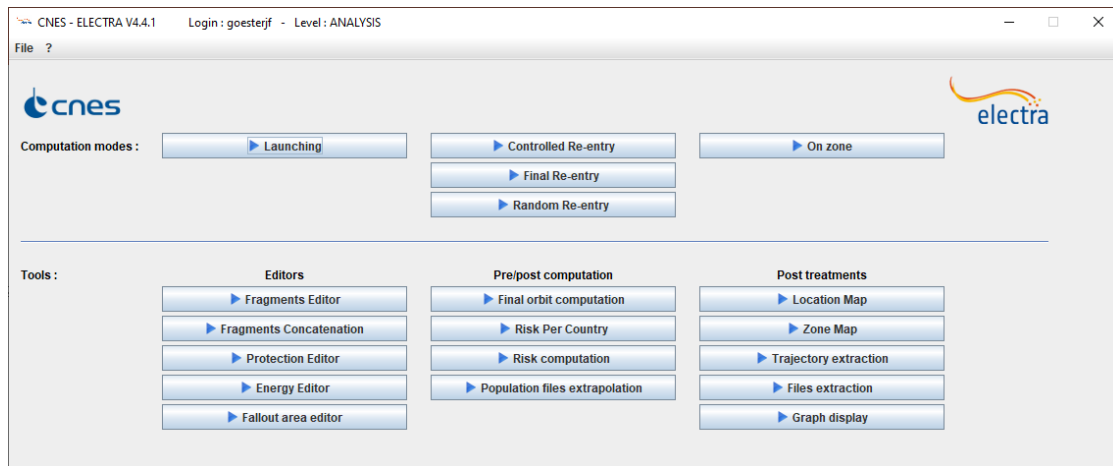


Figure 10-4: Bandeau pour le choix du mode ou de l'outil à utiliser

10.3.2 Risque de victime en rentrée non contrôlée

L'évaluation du risque « impact » en Rentrée Non Contrôlée est calculée d'une façon spécifique car la zone de retombée des débris n'est pas connue a priori. La zone potentielle de retombée correspond à la surface de la Terre comprise entre les latitudes $+i$ et $-i$ (i étant l'inclinaison de l'orbite sur laquelle se trouve l'objet spatial). Si l'on fait un calcul simplifié, le risque de victime sera directement proportionnel à la densité moyenne sur la bande de latitude $[+i, -i]$.

L'outil ELECTRA effectue un calcul plus précis en discrétisant la bande de latitude $[+i, -i]$ en N bandes de latitude corrélées avec la grille de population et prenant en compte les éléments suivants :

- La densité de population est variable suivant la bande de latitudes considérée parmi les N bandes.
- La probabilité de tomber dans une bande de latitude dépend de la latitude de cette bande. Les durées passées dans chaque bande de latitude, pour un objet en orbite circulaire, ne sont pas en effet égales.

10.3.3 Risque de victime en rentrée contrôlée

Le risque de victime suite à une rentrée contrôlée se base sur des simulations de type Monte Carlo et prend en compte les aspects suivants :

- Les probabilités de pannes aboutissant à un arrêt de la propulsion de l'objet spatial,
- Les probabilités de pannes aboutissant à une sur-poussée ou une sous-poussée lors de la manœuvre de désorbitation de l'objet spatial,
- Les scénarios de fragmentation de l'objet spatial,
- La retombée des fragments de l'objet spatial au sol :
- Détermination des trajectoires des fragments et des points d'impact ;
- Prise en compte de la population dans la zone de retombée ;
- La densité et la vulnérabilité de la population par rapport à la retombée des débris.

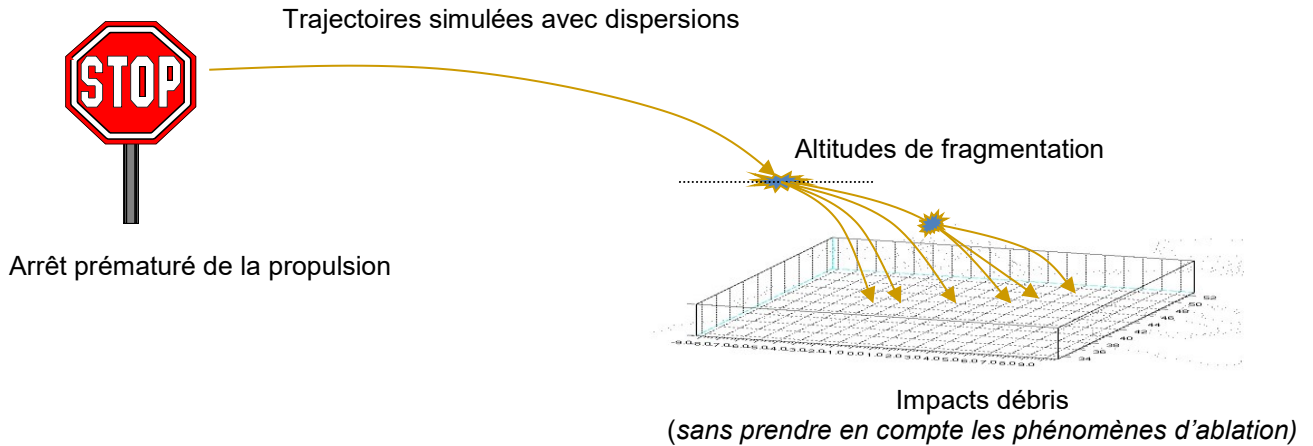


Figure 10-5: Simulations de type Monte Carlo pour le mode RC

10.3.4 Risque de victime sur orbites finales

À l'inverse de la Rentrée Non Contrôlée, il est possible quelques heures voire quelques jours avant la rentrée de déterminer avec plus de « précision » la zone de rentrée, tout au moins les orbites sur lesquelles la rentrée se fera. Sous réserve d'avoir un ensemble de points d'entrée possibles (pour lequel un outil est disponible avec le package ELECTRA), il sera alors possible de calculer le risque de victime vis-à-vis :

- De la probabilité d'occurrence de chacun des points d'entrée

Et comme pour la rentrée contrôlée :

- Des scénarios de fragmentation de l'objet spatial,
- De la retombée des fragments de l'objet spatial au sol :
- Détermination des trajectoires des fragments et des points d'impact,
- Prise en compte de la population dans la zone de retombée ;
- De la densité et la vulnérabilité de la population par rapport à la retombée des débris.

10.3.5 Outils complémentaires

ELECTRA est également livré avec des outils complémentaires dont voici une liste des principaux :

- Editeur de fragments : permet de lire/modifier des listes de fragments.
- Editeur de fichiers de protection et d'énergie : permet de lire/modifier les niveaux de protection et/ou d'énergie.
- Visualisation sur un planisphère (2D/3D)
- Extraction de fichiers pour exporter vers d'autres environnements
- Calcul du risque par Pays : permet de recalculer le risque par Pays sans simuler de nouveau les tirages de Monte Carlo.

- Calcul du risque a posteriori : permet de recalculer le risque sans simuler de nouveau les tirages de Monte Carlo.
- Extrapolation de population : permet d'extrapoler les densités de population pour une année donnée.
- Calcul de points d'entrée : outil indispensable à l'utilisation du mode RF.

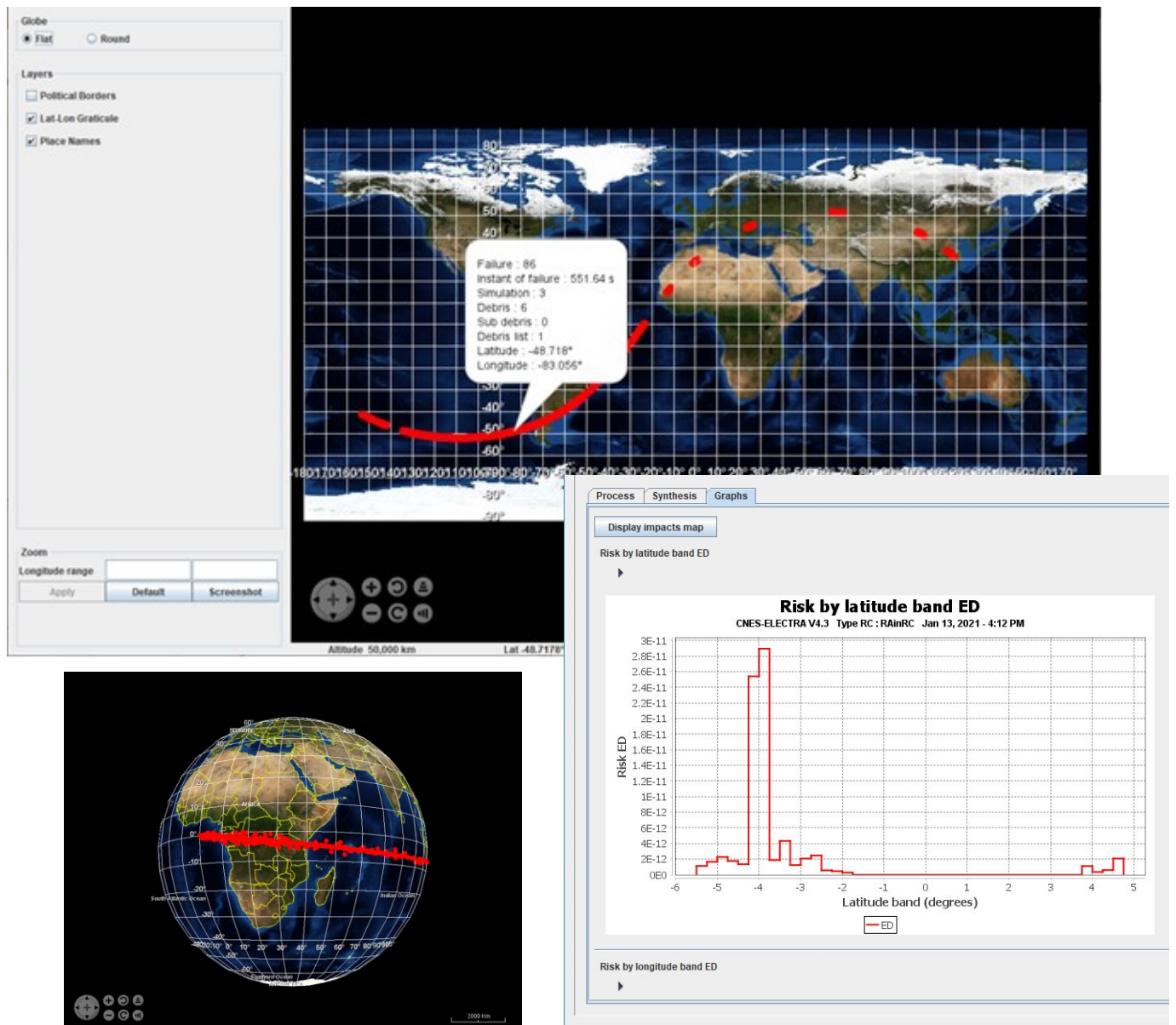


Figure 10-6: Types de tracés ELECTRA

10.4 MASTER

MASTER désigne à la fois plusieurs modèles de population de débris spatiaux et micrométéorites et un logiciel, développé par l'ESA/ESOC, pour exploiter ces modèles.

Les modèles MASTER sont décrits sommairement dans le manuel utilisateur du logiciel (MASTER Software User Manual, <https://sdup.esoc.esa.int>).

Pour les débris spatiaux, MASTER (version 8) utilise une population de référence en date du 1^{er} Novembre 2016 constituée d'objets de plus de 1 µm des types suivants :

- 1) Objets en relation avec les lancements/missions
- 2) Fragments issus d'explosions ou de collisions
- 3) Produits de refroidissement de réacteurs nucléaire en orbite (Sodium-Potassium, NaK)
- 4) Scories et poussières créées par des tirs de propulseurs solides par (Solid Rocket Motors, SRM)
- 5) Particules issues de la dégradation de peintures (écailles)
- 6) Fragments issus d'impacts de débris sur les surfaces des objets spatiaux
- 7) Fragments d'isolations multicouches

Les plus gros objets sont issus de catalogues de mesures. Les plus petits objets sont issus de simulations.

La population initiale évolue au cours du temps à l'aide du modèle « DELTA 4 » de simulation de l'évolution de la population et des flux de débris à long terme par méthode de Monte-Carlo et qui prend en compte les objets de plus de 1 mm des types 1 à 4. Plusieurs scénarios incluant l'évolution du trafic spatial et des mesures de protection sont considérés pour définir le scénario d'évolution moyenne. Les modèles utilisent un seuil d'énergie de 40 J/g pour la détermination des collisions de type catastrophique.

Pour les micrométéorites, MASTER (version 8) propose les modèles d'environnement moyen de Divine-Staubach (1993) et de Grün (1985) (avec ou sans distribution de vitesse de Taylor (1990)) issus de la littérature. Les modèles flux de météorites saisonniers disponibles sont les modèles de Cour-Palais (1969) et de Jenniskens/McBride (1994).