

**THÈSE DE DOCTORAT DE
L'UNIVERSITÉ DE LILLE**

Spécialité

Mathématiques et leurs Interactions

École doctorale Sciences Pour l'Ingénieur (Lille)

Présentée par

Delphine THOMASSON

Pour obtenir le grade de

DOCTEUR de L'UNIVERSITÉ DE LILLE

Sujet de la thèse :

**Réflexions sur la régularité de dispersion
des débris spatiaux et applications à la détermination
de la probabilité de collision en orbite**

soutenue le 24 juin 2019

devant le jury composé de :

M. Gilles METRIS	Président
Mme Camilla COLOMBO	Rapporteure
Mme Anne LEMAÎTRE	Rapporteure
M. Florent DELEFLIE	Examineur (Encadrant)
M. Félix PEROSANZ	Examineur
M. Arnaud POLLET	Examineur
M. Pierre DÈBES	Directeur de thèse
M. Alain VIENNE	Co-directeur de thèse
M. Juan-Carlos DOLADO PEREZ	Invité

Université de Lille

Réflexions sur la régularité de dispersion
des débris spatiaux et applications à la détermination
de la probabilité de collision en orbite

par

Delphine Thomasson

Table des matières

Liste des figures	i
Liste des tableaux	vii
Liste des acronymes	x
Remerciements	xv
Introduction : le pourquoi des liens entre statistiques et mécanique spatiale	1
1 La population des débris spatiaux : la problématique d'un point de vue statistique	5
1.1 Évolution de la population de débris spatiaux depuis le début de l'ère spatiale	5
1.2 Principales sources de débris spatiaux	10
1.3 Moyens d'observation et de simulation au sol et en orbite	16
1.4 Initiatives visant à réduire le nombre de débris spatiaux en orbite	36
1.5 Les probabilités et statistiques dans l'analyse de la problématique de mécanique spatiale	39
2 Étude de la population actuelle de débris spatiaux et de l'impact de la famille des débris non-observables	41
2.1 Une description de l'espace à l'aide des processus ponctuels	41
2.2 Les outils statistiques de référence	49
2.3 Application à la caractérisation de la population d'objets catalogués	51
2.4 Populations d'objets observables et non-observables : quelles différences en terme de répartition statistique et spatiale ?	60
3 Étude de l'évolution d'une fragmentation en orbite	68
3.1 Phases d'évolution d'un nuage de débris généré par une explosion en orbite	68
3.2 Description géométrique des différentes phases	69
3.3 Méthodes de détermination des temps de formation	70
3.4 Application à la fragmentation du satellite chinois Fengyun-1C	76
3.5 Une méthode Ashenberg pour toute la gamme d'excentricités	83
3.6 Conclusions	86
4 Une modélisation statistique d'événements critiques en orbite	88
4.1 Modélisation des événements en orbite par la génération de nuages	88
4.2 Exploitation de la G -fonction pour la variabilité temporelle des processus	90
4.3 Étude de l'impact de la magnitude de la vitesse d'éjection des fragments sur la répartition spatiale du nuage	90
4.4 Étude de l'influence du type d'orbite du corps parent sur la dispersion spatiale des fragments	94
4.5 Étude de l'influence de la position du corps parent au moment de la fragmentation sur la répartition spatiale du nuage	98
4.6 Conclusions	100
5 Calibration d'un modèle de fragmentation par comparaison à des observations	101
5.1 Analyse sur le court terme	101
5.2 Analyse sur le long terme	102
5.3 Conclusions	106
Conclusions	107

A Paramètres du NASA Breakup Model	110
B Compléments concernant les processus ponctuels	111
B.1 Mesures moments	111
B.2 Mesures moments factorielles	111
B.3 Mesure moment réduite de second ordre \mathcal{K}	111
B.4 Distributions de Palm	112
B.5 Addition/soustraction de Minkowski	112
B.6 Autres estimateurs de la G -fonction	113
C Liste des publications	114
C.1 Articles	114
C.2 Proceedings	114
Bibliographie	115

Liste des figures

1	Répartition des débris spatiaux autour de la Terre en 2017 - Visualisation des régimes orbitaux : (i) LEO pour les orbites basses formant une coque autour de la Terre, (ii) GEO pour l’anneau géostationnaire, et (iii) MEO pour les orbites intermédiaires (© <i>European Space Agency</i> (ESA)).	2
2	Les différentes catégories de débris spatiaux. Ce diagramme (construit d’après [1]) englobe débris spatiaux et satellites fonctionnels afin de visualiser clairement la part de chaque type de corps artificiel, qu’il soit en activité ou non, au sein de la population globale d’objets en orbite autour de la Terre.	3
1.1	Évolution du nombre de débris spatiaux en orbite autour de la Terre depuis l’année 1957, marquant le début des activités humaines dans le domaine du spatial, à l’année 2018. Les satellites en activité sont représentés par la courbe bleue, tandis qu’étages supérieurs de lanceurs et débris opérationnels (<i>mission-related debris</i>) correspondent aux courbes verte et orange respectivement. La principale contribution à l’augmentation de la population de débris est due aux explosions et collisions survenues en orbite ; elles sont représentées par la courbe rose. Enfin, la courbe rouge correspond à l’ensemble des objets en orbite, tous types confondus [2]. © <i>National Aeronautics and Space Administration</i> (NASA)	6
1.2	Principales caractéristiques orbitales des objets observables en orbite autour de la Terre au 17 juillet 2018. À gauche : nombre d’objets en fonction du demi-grand axe (km). À droite : distribution des objets en fonction de leur demi-grand axe (km), inclinaison (degrés) et excentricité.	8
1.3	Principales caractéristiques orbitales des objets observables au sein du régime LEO au 17 juillet 2018. À gauche : nombre d’objets en fonction de leur demi-grand axe (km). À droite : distribution des objets en fonction de leur demi-grand axe et de leur excentricité. Au centre : distribution des objets en fonction de leur demi-grand axe (km), inclinaison (degrés) et excentricité	8
1.4	Résultats de l’étude comparative sur l’évolution de la population de débris spatiaux en orbite basse réalisée par [3]. À gauche : estimation de l’évolution du nombre de débris en orbite. À droite : estimation du nombre cumulé de collisions catastrophiques sur 200 ans, entre 2009 et 2209. Les six agences ayant pris part à cette étude sont : l’ASI (rouge), l’ESA (rose), l’ISRO (orange), la JAXA (bleu), la NASA (vert) et l’UKSA (noir).	9
1.5	Estimation de la densité spatiale des débris spatiaux en fonction de l’altitude au terme de l’étude réalisée par [3], soit en 2209. Chaque courbe correspond à la prédiction de l’une des six agences impliquées dans ces travaux : l’ASI (rouge), l’ESA (rose), l’ISRO (orange), la JAXA (bleu), la NASA (vert) et l’UKSA (noir). La courbe en pointillés représente, quant à elle, la densité de débris initiale, soit pour l’année 2009. 10	
1.6	Illustration d’une explosion fictive en orbite due à l’impact d’un débris (© ESA).	11
1.7	Vue d’artiste de la collision du satellite français Cerise avec un débris spatial, survenue de 24 juillet 1996, entraînant la rupture de son mât de stabilisation (© CNES).	11
1.8	Perforation d’une surface en aluminium par une bille d’un centimètre de diamètre lors de tests d’impacts à très haute vitesse, typiquement entre 10 et 15 km.s ⁻¹ (© ESA).	12
1.9	Particule d’oxyde d’aluminium éjectée lors d’un test de mise à feu de l’un des moteurs à propulsion solide de la navette américaine. Ce type de moteur est généralement utilisé pour la mise en orbite de charges utiles à de hautes altitudes et génère une population de débris spatiaux dont la taille est de l’ordre du centimètre. Cette image est issue du site de la NASA sur les débris spatiaux dans la section « Galerie Photos » [4].	13
1.10	Illustration en image de synthèse du processus d’éjection du cœur de réacteur pour les satellites RORSATs, engendrant la création de la population de débris spatiaux formée par les gouttelettes de potassium de sodium (NaK). Cette image est tirée de l’article rédigé par [5] traitant de la modélisation de cette population d’objets dans le logiciel MASTER 2005.	14
1.11	Aiguilles utilisées dans le cadre du projet Westford, dont le déploiement devait servir de radio-réfecteur pour les communications militaires au début des années 1960. Cette image est issue de la section du site de la NASA sur l’histoire [6], dans laquelle se trouvent les chapitres du livre rédigé par [7] traitant de l’usage des radars dans l’astronomie.	14

1.12	Cratère dans l'un des hublots de la navette spatiale causé par l'impact d'un débris en orbite lors de sa septième mission (STS-007). En 2001, 80 hublots avaient dû être changés sur la navette spatiale américaine à cause d'impacts de micro-particules [8], soit plus de 13 par mission (13.3, en considérant 6 missions réalisées en 2001). Cette image est issue du site de la NASA dédié aux débris spatiaux dans la section « Galerie Photos » [4].	15
1.13	Illustration des différents types de particules secondaires ou éjectas générées lors d'impacts hyper-véloces entre un fragment et une surface, avec un angle d'incidence proche de la normale à celle-ci. Les éjectas en cône et les éclats sont les deux catégories observées de manière plus fréquente, les jets représentant moins d'un pourcent de la masse éjectée. Cette illustration des processus de génération d'éjectas est issue de [9].	16
1.14	Sites américains les plus importants dans le cadre de l'observation de débris spatiaux. À gauche : le réseau de radars DSN du site de Goldstone en Californie, capables de détecter des objets dès 2 mm de diamètre à une altitude inférieure à 1 000 km. À droite : l'Haystack (LRIR) et l'HAX sur le site de Lexington dans le Massachusetts, dont la capacité d'observation pour les débris spatiaux, en association avec le Millston Hill, est de 5 cm à une altitude de 900 km (© NASA).	18
1.15	Sites constituant le réseau de veille français GRAVES pour l'observation de débris spatiaux dont le diamètre est de l'ordre du mètre à une altitude de 1 000 km. Le site d'émission est située à Dijon (à gauche) tandis que le site de réception est situé à Apt sur le Plateau d'Albion (à droite) (© ONERA).	19
1.16	Deux des trois sites du réseau de télescopes américain GEODSS : l'île de Diego Garcia dans l'archipel des Chagos (à gauche), l'île de Maui dans l'archipel d'Hawaii (à droite) (© U.S. Air Force).	19
1.17	Le dispositif MODEST installé au CTIO au Chili mais opéré par l'Université du Michigan et la NASA depuis 2001 pour l'observation de la région géostationnaire (à gauche, © University of Michigan) et le système de surveillance européen ESA SDT, piloté par l'ESA, en service depuis 1999 (à droite, © ESA).	20
1.18	Les deux premiers sites historiques du réseau TAROT : l'observatoire de Calern, plus spécifiquement le télescope de Schmidt, sur la Côte d'Azur en France métropolitaine (à gauche, © 2018 Astrophotographie) et l'observatoire de La Silla au Chili (à droite, © European Southern Observatory (ESO)/B. Tafreshi).	21
1.19	Système spatial placé sur une orbite à 475 km d'altitude dans le cadre de la mission LDEF développée par la NASA (© NASA).	23
1.20	Vue d'artiste du cargo spatial européen EURECA mis en orbite en juillet 1992 à 500 km d'altitude dans le cadre du programme d'étude de l'environnement spatial de l'ESA (à gauche) / Impacts relevés sur les panneaux solaires de l'EURECA après son retour sur Terre en juin 1993 (à droite). Les lignes horizontales sont espacées de 1.25 mm (© ESA).	23
2.1	Représentation en trois dimensions des coordonnées cartésiennes (x,y,z) des objets en orbite autour de la Terre d'après la base de données TLE SpaceTrack au 18/10/18. La population globale se trouve en bas à droite mais les trois régions orbitales d'intérêt sont également présentées : (i) LEO (en haut à gauche), (ii) MEO (en haut à droite) et, (iii) GEO (en bas à gauche).	52
2.2	Boîtes à moustaches des distributions relatives aux demi-grands axes (à gauche) et excentricités (à droite) de la population globale de débris spatiaux, évoquant le caractère concentré des répartitions des séries de données.	54
2.3	Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets observables et observés au sein de la région LEO au 18/10/18.	55
2.4	Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets observables et observés au sein de la région MEO au 18/10/18.	56
2.5	Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets observables et observés au sein de la région GEO au 18/10/18.	57
2.6	Estimation des statistiques descriptives pour la population d'objets observables d'après la base de données TLE au 18/10/18 au sein du régime des orbites basses : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées : la courbe relative aux données (rouge) et la courbe de référence correspondant aux résultats obtenus pour un processus ponctuel de Poisson, caractéristique d'une répartition aléatoire des points (bleu).	58

2.7	Estimation des statistiques descriptives pour la population d'objets observables d'après la base de données TLE au 18/10/18 au sein du régime des orbites moyennes : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées : la courbe relative aux données (rouge) et la courbe de référence correspondant aux résultats obtenus pour un processus ponctuel de Poisson, caractéristique d'une répartition aléatoire des points (bleu).	59
2.8	Estimation des statistiques descriptives pour la population d'objets observables d'après la base de données TLE au 18/10/18 au sein de la région géostationnaire : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées : la courbe relative aux données (rouge) et la courbe de référence correspondant aux résultats obtenus pour un processus ponctuel de Poisson, caractéristique d'une répartition aléatoire des points (bleu).	59
2.9	Répartition des objets de l'ensemble de données utilisé (obtenu par simulation) en fonction de leur régime orbital (LEO/MEO) et de leur type (observable/non-observable). Le régime géostationnaire n'est pas inclus en raison du peu d'informations disponibles sur les débris appartenant à cette région orbitale. La simulation est en effet réalisée principalement dans le but de caractériser les régions des orbites basses et moyennes pour lesquelles il existe davantage de connaissances notamment concernant la population d'objets dont le diamètre est inférieur à 10 cm.	60
2.10	Représentation en trois dimensions des coordonnées cartésiennes (x,y,z) des objets faisant partie des différents sous-ensembles étudiés : (i) « LEO/non-observable » (en haut à gauche), (ii) « LEO/observable » (en haut à droite), (iii) « MEO/non-observable » (en bas à gauche) et, (iv) « MEO/observable » (en bas à droite).	61
2.11	Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets observables, issus du fichier de simulation fourni par le CNES, au sein de la région MEO au 31/12/18.	63
2.12	Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets non-observables, issus du fichier de simulation fourni par le CNES, au sein de la région LEO au 31/12/18.	64
2.13	Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets non-observables, issus du fichier de simulation fourni par le CNES, au sein de la région MEO au 31/12/18.	65
2.14	Comparaison des estimations des statistiques descriptives obtenues pour les populations d'objets observables et non-observables issus du fichier de simulation fourni par le CNES au 31/12/18 au sein de la région des orbites basses : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées pour $F(r)$ et $G(r)$: la courbe relative aux données observables (noir), la courbe associée aux données non-observables (rouge). Pour la J -fonction, une troisième courbe est représentée en bleu, il s'agit de la courbe de référence d'une distribution complètement aléatoire des données.	66
2.15	Comparaison des estimations des statistiques descriptives obtenues pour les populations d'objets observables et non-observables issus du fichier de simulation fourni par le CNES au 31/12/18 au sein de la région des orbites moyennes : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées pour $F(r)$ et $G(r)$: la courbe relative aux données observables (noir), la courbe associée aux données non-observables (rouge). Pour la J -fonction, une troisième courbe est représentée en bleu, il s'agit de la courbe de référence d'une distribution complètement aléatoire des données.	67
3.1	Les différentes phases de formation d'un nuage de débris suite à une fragmentation en orbite. En haut, à gauche : Phase A (« ellipsoïde ») ; en haut, à droite : Phase B (« tore ») ; en bas : Phase C (« bande »). Illustration tirée de l'article rédigé par [10].	68
3.2	Transition entre la phase B et la phase C au cours de laquelle le nuage de débris ne peut être décrit ni comme un tore, ni comme une bande. Illustration tirée de l'article rédigé par [10].	69
3.3	Évolution du nombre de débris répertoriés comme étant issus de la fragmentation du satellite chinois Fengyun-1C le 11 janvier 2007 (données SpaceTrack). Au mois de novembre 2018, 3 441 fragments d'un diamètre supérieur à 10 cm typiquement sont encore suivis et catalogués dans les bases de données TLE.	77

3.4	Évolution de la p-valeur relative au test d'uniformité du χ^2 réalisé sur la distribution des ω issue des fichiers TLE. La droite rouge correspond à la valeur critique choisie pour α , soit 0.05. L'hypothèse d'uniformité est vérifiée à partir du 24/02/2014 soit environ 7 années après la fragmentation.	78
3.5	Distribution des ascensions droites du nœud ascendant pour le dernier fichier analysé, daté du 05/12/2017. La non-uniformité de la série de donnée est évidente.	79
3.6	Évolution des valeurs minimales (courbe bleue) et maximales (courbe rouge) des coordonnées des fragments générés selon l'axe \vec{W} du repère local du satellite parent. Les courbes noires représentent le lissage des deux éléments précédents et les droites en pointillés symbolisent les dates à partir desquelles les valeurs de W_{min} (en marron) et W_{max} (en violet) sont considérées comme stables.	80
3.7	À gauche : évolution du rayon à l'apogée maximal (en rouge) et du rayon au périégée minimal (en bleu) au cours du temps. À droite : évolution de la différence entre rayon à l'apogée maximal et rayon au périégée minimal.	81
3.8	Évolution de la vitesse au périégée minimale (en haut à gauche), maximale (en haut à droite) et moyenne (en bas) au cours du temps.	82
3.9	Diagrammes de Gabbard déduits des données associées aux premier et dernier fichiers étudiés correspondant au 01/02/2007 et au 05/12/2017 à gauche et à droite respectivement.	82
4.1	Gauche : forme du nuage dans le cas d'une explosion de « faible » intensité. Droite : aspect du nuage de débris pour le cas d'étude identifié comme « réaliste ». Dans les deux cas, l'instant choisi correspond à 2 jours après la fragmentation et l'orbite rouge représente l'évolution du satellite parent au cours de la simulation si l'explosion n'était pas survenue (on remarque l'effet de la dérive séculaire du nœud). Par ailleurs, il semble, en se basant uniquement sur une observation à l'œil nu, que le passage des phases A à B relatives à l'évolution théorique du nuage est accompli puisque le tore est déjà formé.	91
4.2	Probabilité de trouver un voisin (G -fonction) dans un rayon de 70 km autour d'un débris spatial au cours du temps, après simulation de la fragmentation. La courbe bleue représente le cas d'une explosion de faible intensité, la rouge correspond au cas réaliste et la courbe noire désigne le cas d'une explosion de forte intensité. L'estimation de la G -fonction est réalisée toutes les 10 minutes sur une période de 2 jours.	92
4.3	Probabilité de trouver un voisin (G -fonction) dans un rayon de 140 km autour d'un débris spatial au cours du temps, après simulation de la fragmentation. La courbe bleue représente le cas d'une explosion de faible intensité, la rouge correspond au cas réaliste et la courbe noire désigne le cas d'une explosion de forte intensité. L'estimation de la G -fonction est réalisée toutes les 10 minutes sur une période de 2 jours.	92
4.4	Probabilité de trouver un voisin (G -fonction) dans un rayon de 210 km autour d'un débris spatial au cours du temps, après simulation de la fragmentation. La courbe bleue représente le cas d'une explosion de faible intensité, la rouge correspond au cas réaliste et la courbe noire désigne le cas d'une explosion de forte intensité. L'estimation de la G -fonction est réalisée toutes les 10 minutes sur une période de 2 jours.	93
4.5	Évolution de la moyenne de la distance euclidienne minimale entre les débris du nuage au cours du temps, après simulation de la fragmentation. La courbe bleue représente le cas d'une explosion de faible intensité, la rouge correspond au cas réaliste et la courbe noire désigne le cas d'une explosion de forte intensité. Dans les trois cas, cette distance tend à se stabiliser au cours du temps.	94
4.6	Probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d'un débris spatial après la simulation d'une fragmentation d'un système évoluant sur une orbite de type Fengyun-1C en date du 08/01/2007. Les conditions initiales sont posées comme suit : $a = 7228.4508$ km, $e = 0.00135$, $i = 98.6462^\circ$, $\Omega = 0.784894^\circ$, $\omega = 269.9602^\circ$ et $M = 90.00278^\circ$. La courbe rouge correspond à un rayon de 70 km tandis que la noire représente un rayon de 210 km.	95
4.7	Probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d'un débris spatial après la simulation d'une fragmentation d'un système évoluant sur une orbite de type Iridium en date du 12/10/2017. Les conditions initiales sont posées comme suit : $a = 6992.8238$ km, $e = 0.00118$, $i = 86.6819^\circ$, $\Omega = 270.6352^\circ$, $\omega = 216.056^\circ$ et $M = 231.8937^\circ$. La courbe rouge correspond à un rayon de 70 km tandis que la noire représente un rayon de 210 km.	96
4.8	Probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d'un débris spatial après la simulation d'une fragmentation d'un système évoluant sur une orbite de type géostationnaire en date du 17/10/2017. Les conditions initiales sont posées comme suit : $a = 42166.44$ km, $e = 0.00032$, $i = 0.0334^\circ$, $\Omega = 315.0733^\circ$, $\omega = 178.6097^\circ$ et $M = 336.2083^\circ$. La courbe rouge correspond à un rayon de 70 km tandis que la noire représente un rayon de 210 km.	96

4.9	Probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d'un débris spatial après la simulation d'une fragmentation d'un système évoluant sur une orbite de type Molniya en date du 17/10/2017. Les conditions initiales sont posées comme suit : $a = 26\,555.82$ km, $e = 0.7224$, $i = 62.1119^\circ$, $\Omega = 229.9198^\circ$, $\omega = 267.7421^\circ$ et $M = 15.9127^\circ$. La courbe rouge correspond à un rayon de 70 km tandis que la noire représente un rayon de 210 km.	96
4.10	Représentation 3D du nuage de débris Molniya. Gauche : forme du nuage 8 heures après l'explosion. Droite : aspect du nuage de débris 16 heures après l'explosion. Dans les deux cas, l'orbite rouge représente l'évolution du satellite parent au cours de la simulation si la fragmentation n'était pas survenue. Légèrement plus de 12 heures sont nécessaires pour que la totalité de la trajectoire du corps parent soit peuplée.	97
4.11	En haut à gauche : forme du nuage 12 heures après l'explosion. En haut à droite : aspect du nuage de débris (vu du dessus) 27 heures après l'explosion. En bas : configuration de l'ensemble de débris (vue du dessus) après 33 heures de simulation. Dans les trois cas, l'orbite rouge représente l'évolution du satellite parent au cours de la simulation si la fragmentation n'était pas survenue. Les différences de périodes orbitales induites par l'explosion engendrent un délai d'environ 33 heures afin que la totalité de la trajectoire du corps parent soit peuplée.	98
4.12	Probabilité de détecter un voisin dans un rayon de 210 km autour d'un débris spatial au sein du nuage, après la fragmentation, dite réaliste, d'un satellite évoluant sur une orbite de type Molniya. Les courbes rouge, bleue et noire représentent respectivement les cas où l'anomalie moyenne au moment de l'événement est posée égale à 0° , 90° et 180°	99
5.1	Coordonnées minimales (en bleu) et maximales (en rouge) selon la direction hors-plan du repère local obtenues pour les différents cas d'étude ainsi que pour les données issues d'observations à la date du 01/02/2007 (cas TLE).	102
5.2	Évolution (après lissage) des valeurs minimales et maximales des coordonnées des fragments générés selon l'axe W du repère local du satellite parent pour le cas TLE (courbes noires associées à l'axe des abscisses de même couleur) et le cas simulé (courbes rouges associées à l'axe des abscisses rouge). Les droites en pointillés symbolisent les dates à partir desquelles les valeurs de W_{min} (en noir pour le cas TLE et en rouge pour le cas simulé) et W_{max} (en violet pour les données d'observations et en bleu pour les données simulées) sont considérées comme stables.	103
5.3	À gauche : évolution du rayon à l'apogée maximal (en rouge) et du rayon au périhélie minimal (en bleu) des objets simulés au cours du temps. À droite : évolution de la différence entre rayon à l'apogée maximal et rayon au périhélie minimal de la population d'objets simulée.	104
5.4	Évolution de la vitesse au périhélie minimale (en haut à gauche), maximale (en haut à droite) et moyenne (en bas) au cours du temps pour la population d'objets simulée via le NBM.	105
5.5	Diagramme de Gabbard déduit des données simulées associées au fichier correspondant au 31/01/2007.	106

Liste des tableaux

1.1	Résultats de tests d'impacts hypervéloces de billes d'aluminium de différents diamètres sur une surface de même composition. Ces données sont directement disponibles sur le site internet du CNES sur les aux débris spatiaux [1].	12
2.1	Indicateurs de dispersion de la distribution des principaux éléments orbitaux des objets composant la population de débris répertoriée dans la base de données TLE au 18/10/18 : a (km) le demi-grand axe, e l'excentricité et i (deg) l'inclinaison. L'étendue $range$, la moyenne \bar{x} , l'écart-type σ , l'intervalle inter-quartiles IQR , la déviation par rapport à la médiane MAD et l'écart moyen \bar{e} sont exprimés dans l'unité de la variable testée tandis que l'unité de la variance σ^2 est celle de la variable testée élevée au carré. Le coefficient de variation CV est quant à lui exprimé en pourcentage.	53
2.2	Indicateurs de dispersion de la distribution des principaux éléments orbitaux des objets composant la population de débris observables simulée par le CNES : a (km) le demi-grand axe, e l'excentricité et i (deg) l'inclinaison. L'étendue $range$, la moyenne \bar{x} , l'écart-type σ , l'intervalle inter-quartiles IQR , la déviation par rapport à la médiane MAD et l'écart moyen \bar{e} sont exprimés dans l'unité de la variable testée tandis que l'unité de la variance σ^2 est celle de la variable testée élevée au carré. Le coefficient de variation CV est quant à lui exprimé en pourcentage.	61
2.3	Indicateurs de dispersion de la distribution des principaux éléments orbitaux des objets composant la population de débris non observables simulée par le CNES : a (km) le demi-grand axe, e l'excentricité et i (deg) l'inclinaison. L'étendue $range$, la moyenne \bar{x} , l'écart-type σ , l'intervalle inter-quartiles IQR , la déviation par rapport à la médiane MAD et l'écart moyen \bar{e} sont exprimés dans l'unité de la variable testée tandis que l'unité de la variance σ^2 est celle de la variable testée élevée au carré. Le coefficient de variation CV est quant à lui exprimé en pourcentage.	62
3.1	Derniers éléments orbitaux connus (éléments moyens) du satellite chinois Fengyun-1C avant sa fragmentation le 11 janvier 2007 lors d'un essai de missile anti-satellite avec : a le demi-grand axe (en km), e l'excentricité, i l'inclinaison (en degrés), Ω l'ascension droite du nœud ascendant (en degrés), ω l'argument du périégée (en degrés) et M l'anomalie moyenne (en degrés). Ils sont déduits du dernier TLE connu avant l'explosion.	76
3.2	Temps de complétion des phases B (tore), noté T_{tore} , et C (bande), noté T_{bande} , déterminé avec la méthode développée par [11] en fonction de la valeur d'incrément de vitesse utilisée (en m.s ⁻¹).	77
3.3	Temps de complétion des phases B (tore), noté T_{tore} , et C (bande), noté T_{bande} , en fonction de la méthode de détermination utilisée. Les résultats relatifs à quatre méthodes sont résumés : (i) différence des taux de variations angulaires dues au J_2 , (ii) uniformité des distributions de M , ω et Ω , (iii) méthode développée par J. Ashenberg dans [11] pour un ΔV de 500 m.s ⁻¹ et, (iv) utilisation de la longitude moyenne et de la dispersion des fragments autour du corps parent dans le repère local de ce dernier.	78
3.4	Caractéristiques géométriques du nuage de débris observables et répertoriés dans la base de données TLE SpaceTrack. Les paramètres représentés correspondent aux différentes phases d'évolution du nuage et comprennent : (i) rayon du tore R_{tore} (km), (ii) distance entre le centre de la Terre et le centre du tore r_{tore} (km), (iii) coordonnée sphérique radiale minimale r_{min} (km), (iv) coordonnée sphérique radiale maximale r_{max} (km), (v) latitude minimale lat_{min} (deg), (vi) latitude maximale lat_{max} (deg), (vii) largeur de la bande l_{bande} (deg), (viii) épaisseur de la bande ep_{bande} (km), (ix) différence entre rayon maximal à l'apogée et rayon minimal au périégée $r_{amax} - r_{pmin}$ (km), et (x) vitesse au périégée maximale v_{pmax} (km . s ⁻¹), (xi) vitesse au périégée minimale v_{pmin} (km . s ⁻¹), et (xii) vitesse au périégée moyenne v_{pmoy} (km . s ⁻¹).	81
3.5	Temps de complétion de la phase C (bande), noté T_{bande} , déterminé avec la méthode développée par [11] étendue à toute la gamme d'excentricités par nos soins en fonction de la valeur de l'excentricité du corps parent au moment de la fragmentation.	86

4.1	Variations minimales et maximales des rayons à l'apogée et au périhélie (en kilomètres), ainsi qu'en inclinaison (en degrés) engendrées par la fragmentation en orbite. La valeur maximale de la distribution de ΔV appliquée au corps parent entraîne des changements conséquents concernant la géométrie du nuage généré, fournissant ainsi des informations sur la puissance de l'événement survenu.	91
4.2	Éléments orbitaux utilisés comme conditions initiales des simulations d'une fragmentation sur des orbites de type Fengyun-1C, Iridium, géostationnaire et Molniya avec : a le demi-grand axe (en km), e l'excentricité, i l'inclinaison (en degrés), Ω l'ascension droite du nœud ascendant (en degrés), ω l'argument du périhélie (en degrés) et M l'anomalie moyenne (en degrés). Ils sont déduits du dernier TLE connu avant la modélisation de l'explosion.	95
5.1	Valeurs des paramètres $\mu_{\Delta V_A}$, $\mu_{\Delta V_B}$ et $\sigma_{\Delta V}$ utilisés lors de la génération de la distribution des incréments de vitesse dans le NBM pour chaque cas d'étude.	101
5.2	Caractéristiques géométriques des nuages de débris obtenus par simulation (en rouge) et par exploitation des fichiers TLE (en noir). Les paramètres représentés comprennent : (i) coordonnée sphérique radiale minimale r_{min} (km), (ii) coordonnée sphérique radiale maximale r_{max} (km), (iii) épaisseur de la bande ep_{bande} (km), (iv) différence entre rayon maximal à l'apogée et rayon minimal au périhélie $r_{amax} - r_{pmin}$ (km), et (v) vitesse au périhélie maximale v_{pmax} ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$), (vi) vitesse au périhélie minimale v_{pmin} ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$), et (vii) vitesse au périhélie moyenne $v_{p moy}$ ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$).	103

Liste des acronymes

ADR	Active Debris Removal
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
ARES	Assessment of Risk Event Statistics
ARTEMIS	Advanced Relay and TEchnology MISSION Satellite
ASI	Agenzia Spaziale Italiana
BAU	Business-As-Usual
CME	Chemistry of Meteoroid Experiment
CNES	Centre National d'Études Spatiales
CNRS	Centre National de Recherche Scientifique
CNSA	China National Space Agency
CNUCE	Centro Nazionale Universitario di Calcolo Elettronico
COPAIN	Calcul d'Orbites Par l'Analytique ou l'Intégration Numérique
COPINE	Calcul d'Orbites par Intégration Numérique Évoluée
CROC	CROSS section of Complex bodies
CSA	Canadian Space Agency
CSR	Complete Spatial Randomness
CTIO	Cerro Tololo Inter-American Observatory
DCP	Debris Cloud Propagator
DEBIE	DEBris In-orbit Evaluator
DERA	Defence Evaluation and Research Agency
DGA	Direction Générale de l'Armement
DISCOS	Database and Information System Characterizing Objects in Space
DLR	German Aerospace Center
DRAMA	Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis
DSN	Deep Space Network
ESA	European Space Agency
ESA-SDT	ESA Space Debris Telescope
ESO	European Southern Observatory
EURECA	EUropean REtrievable CARrier
FAST	Finalized Analytical Satellite Theory
FOP	Fasr Orbit Propagator
GEO	GEostationary Orbit
GEODSS	Ground-based Electro-Optical Deep-Space Surveillance
GORID	Geostationary ORbit Impact Detector
GPS	Global Positioning System
GRAVES	Grand Réseau Adapté à la VEille Spatiale
GTO	Geostationary Transfer Orbit
HAX	Haystack AuXiliary radar
HEO	Highly Eccentric Orbits
HI	Hgh Intensity
HST	Hubble Space Telescope
HVIT	HyperVelocity Impact Technology
IADC	Inter Agency space Debris coordination Committee
IDES	Integrated Debris Evolution Suite

IMCCE	Institut de Mécanique Céleste et de Calcul des Éphémérides
IRAS	Infra-Red Astronomical Satellite
ISRO	Indian Space Research Organization
ISS	International Space Station
ISTI-CNR	Istituto di Scienza e Tecnologie dell'Informazione - Consiglio Nazionale delle Ricerche
JAXA	Japan Aerospace eXploration Agency
JSC	Johnson Space Center
JSpOC	Joint Functional Component Command for Space
KARI	Korea Aerospace Research Institute
LDEF	Long-Duration Exposure Facility
LEGEND	LEO-to-GEO Environment Debris Model
LEGO	Long-term Evolution of the Geostationary and near-geostationary Orbits
LEO	Low Earth Orbits
LI	Low Intensity
LRIR	(Haystack) Long-Range Imaging Radar
MASTER	Meteoroid And Space debris Terrestrial Environment Reference
MEDEE	Modelling the Evolution of Debris in the Earth's Environment
MEO	Medium Earth Orbits
MIDAS	MASTER(-based) Impact flux and Damage Assessment Software
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MODEST	Michigan Orbital DEbris Survey Telescope
MOS	Metal Oxide Semiconductor
MOTIF	Maui Optical Tracking and Identification Facility
MRO	Mission-Related Objects
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NBM	NASA Breakup Model
NEO	Near-Earth Objects
ODPO	Orbital Debris Program Office
ONERA	Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales
ORDEM	ORbital Debris Engineering Model
OSCAR	Orbital SpaceCraft Active Removal
RORSAT	Radar Ocean Reconnaissance SATellite
ROSCOSMOS	Russian Federal and Space Agency
RSA	Russian Space Agency
SARA	Re-entry Survival And Risk Analysis
SATLIGHT	Semi-Analytical Theory LIGHTened
SDM	Space Debris Mitigation
SDPA-E	Engineering Space Debris Prediction and Analysis model
SDS	Space Debris Sensor
SEM	Scanning Electron Microscope
SERAM	Spacecraft Entry Risk Analysis Module
SESAM	Spacecraft Entry Survival Analysis Module
SFU	Space Flyer Unit
SHO	Sufficiently High Orbit
SRM	Solid Rocket Motors particles
SRP	Solar Radiation Pressure
SSA	Space Situation Awareness
SSAU	State Space Agency of Ukraine
SSI	Station Spatiale Internationale
SSN	Space Surveillance Network
SSO	Sun-Synchronous Orbits
SSS	Space Surveillance System
SST	Space Surveillance and Tracking
STELA	Semi-analytic Tool for End-of-Life Analysis
SWE	Space WEather

TAROT	Télescopes à Action Rapide pour les Objets Transitoires
TICCE	Time-band Capture Cell Experiment
TIRA	German Tracking and Imaging RAdar
TLE	Two-Line-Elements
UKSA	United Kingdom Space Agency
UNCOPUOS	Technical subcommittee of the United Nations' Committee on the Peaceful Uses of Outer Space
USSSN	United States Space Surveillance Network
UV	UltraViolet
VHF	Very High Frequency

*Toute personne a droit à sa propre
opinion mais pas à ses propres faits
- Daniel Patrick Moynihan*

*Nous pouvons ajouter à nos connaissances,
nous ne pouvons rien en retrancher
- Arthur Koestler (Les Somnambules)*

*Découvrir c'est bien souvent dévoiler
quelque chose qui a toujours été là,
mais que l'habitude cachait à nos regards.
- Arthur Koestler (Le Cri d'Archimède)*

Remerciements

Je tiens tout d'abord à remercier l'Université de Lille, le Centre National d'Études Spatiales (CNES) ainsi que l'Institut de Mécanique Céleste et de Calculs des Éphémérides (IMCCE) de m'avoir permis de réaliser cette thèse grâce aux moyens tant financiers que techniques qu'ils m'ont fournis.

Je remercie également Pierre Dèbes et Alain Vienne d'avoir accepté d'être les directeurs officiels de cette thèse, ainsi que mon référent CNES Juan-Carlos Dolado Perez de m'avoir encadrée jusqu'au terme de ce doctorat.

Les personnels administratifs des différents organismes financeurs m'ont été d'une grande aide pour effectuer la myriade de procédures administratives inhérentes à toute thèse et je les en remercie grandement.

Durant ces trois années (et quelques mois) j'ai eu la chance de côtoyer des personnes formidables ; Auriane, Melaine, William, Nilton, Lucie, Frédéric P., Maïder, je vous remercie pour votre présence et votre soutien.

Certaines personnes ont joué un rôle plus particulier encore au cours de cette aventure, et c'est pourquoi je souhaite remercier plus spécialement Frédéric D. qui a été d'une grande aide dans la dernière partie de ma thèse et m'a accordé une bonne partie de son temps et de son énergie pour m'accompagner dans la finalisation de mon travail, Alexis avec qui j'ai collaboré à plusieurs reprises et dont les conseils ont été précieux, Éléonore qui a partagé mes hauts et mes bas bien avant le début de cette thèse et qui a toujours su me remonter le moral lorsqu'il était en berne, Jin qui m'a, elle aussi, permis de retrouver le sourire quand il avait disparu et de qui (et grâce à qui) j'ai beaucoup appris, et enfin Marie-Noëlle dont l'écoute et la présence ont été plus que bénéfiques.

Ce périple ne fut pas facile tous les jours et je tiens à remercier Florent Deleflie qui a passé les dernières années à me redonner une dose de confiance lorsque d'autres la piétinaient, à m'accompagner et me soutenir lorsque d'autres ne s'en souciaient pas, à mettre en lumière la qualité de mon travail lorsque d'autres l'assombrissaient et surtout à croire en moi lorsque d'autres n'y croyaient pas. J'espère que beaucoup d'autres étudiants auront la chance d'être encadrés par une personne et un scientifique tel que lui.

Enfin, « the last but not the least » comme on dit, il reste une personne que je souhaite remercier. Une personne qui travaille dans l'ombre depuis des dizaines d'années et m'a toujours guidée et accompagnée pour que je réalise ce que je souhaite et que je devienne celle que je suis aujourd'hui. Elle me conseille lorsque je suis perdue, me soutient quand je suis bancale, me porte toujours plus haut quand on me tire vers le fond, me fait rire quand mon cœur pleure et m'aide à devenir qui je suis.

Merci Maman.

Il paraît que « ce qui ne nous tue pas nous rend plus fort »...

Introduction : le pourquoi des liens entre statistiques et mécanique spatiale

Depuis le début de la conquête spatiale en 1957, les activités humaines dans l'espace extra-atmosphérique ont entraîné la production en orbite d'un nombre important d'objets de tous types, de toutes tailles et de toutes compositions. Les dernières évaluations comptabilisent ainsi environ 20 000 objets dont le diamètre est supérieur à 10 cm typiquement, qui sont suivis, par les moyens de poursuite au sol et dans l'espace (télescopes, radars), identifiés et catalogués. Le nombre d'objets d'une taille supérieure à 1 cm et 1 mm, non tous observables donc, est estimé à environ 750 000 et 135 000 000 respectivement [12, 1]. L'observation est ainsi faite que le développement considérable de l'activité spatiale est, en conséquence, accompagné d'un accroissement continu du nombre d'objets en orbite autour de la Terre. L'évolution de cette population est principalement guidée par le rythme de lancements par an (environ 80 en moyenne entre 2007 et 2017 et un maximum de 141 atteint pour l'année 1967 [13]) et par les collisions et explosions en orbite. Cette augmentation de la population de débris constitue donc une menace de plus en plus conséquente pour les missions assurées par les satellites tels que, outre les activités scientifiques, les services de téléphonie, de télévision, d'accès à internet, desquels la population mondiale est de jour en jour plus dépendante. Cette situation, sans compter les nouvelles et futures constellations de très nombreux satellites en orbite basse, justifie la mise en place de mesures permettant de lutter contre le développement de nouvelles populations de débris spatiaux, et ce dans le but de préserver l'accès à l'espace en toute sécurité, donc l'avenir des activités spatiales [14].

La définition d'un débris spatial adoptée par la communauté scientifique, et disponible notamment sur le site internet du Centre National d'Études Spatiales (CNES), est la suivante [1] :

Les débris spatiaux sont tous les corps créés par l'Homme incluant leurs fragments ou pièces s'en étant détachées, autre qu'un véhicule spatial actif ou susceptible d'être utilisé différemment, se trouvant sur orbite.

Ils se répartissent typiquement sur trois régimes orbitaux se distinguant principalement par leur distance par rapport à la surface de la Terre. Le régime des orbites basses *Low-Earth Orbits* (LEO) comprend l'ensemble des orbites situées entre 120 km et 2 000 km d'altitude ; il s'agit d'une région de l'espace particulièrement encombrée car très utilisée pour les missions d'observation de la Terre, de télédétection (étude des reliefs terrestres et sous-marins par exemple) ou encore de météorologie, et où l'on trouve une bonne partie des résidus de lancement. Parmi les orbites contenues au sein de cette région, les « *Sun Synchronous Orbits* » (SSO), ou orbites héliosynchrones, possèdent des caractéristiques telles qu'un satellite placé sur ce type d'orbite passe au-dessus d'un point de la surface terrestre à la même heure (locale) tous les jours. Cet aspect est particulièrement important pour les types de missions spatiales cités, induisant un peuplement conséquent de ces orbites. Cette région orbitale fait l'objet récent de nombreuses études pour la mise en place de « méga-constellations » de satellites. Ces études portent tant sur la faisabilité des projets qui entraîneraient la mise en orbite et l'interaction de plusieurs centaines de satellites, que sur l'impact de l'entrée de telles familles de satellites au sein de la population actuelle d'objets en orbite autour de la Terre [15, 16, 17]. À titre d'exemple, l'entreprise américaine SpaceX a été autorisée à lancer un ensemble de 12 000 satellites d'ici 2024 dans le cadre de son projet Starlink visant à apporter l'internet haut débit dans le monde entier ; 4 500 seront responsables des opérations tandis que les 7 500 autres seront utilisés pour améliorer les performances des services fournis par la constellation [18]. Le second régime le plus critique est celui de l'orbite géostationnaire (GEO), principalement constituée de satellites de télécommunications. Les systèmes spatiaux évoluant sur ce type d'orbite (quasi-circulaire et située à environ 36 000 km d'altitude), ont la capacité de pointer en permanence un même point de la surface terrestre. Enfin, le troisième régime orbital se situe entre les deux précédents, soit entre 2 000 km et 36 000 km d'altitude, et comprend les orbites moyennes *Medium-Earth Orbits* (MEO). Ce régime orbital est principalement utilisé pour des satellites de géolocalisation comme les constellations Global Positioning System ou GPS (américaine),

Galileo (européenne), GLONASS (russe) ou encore Beidou aussi nommé COMPASS (chinois).

Les débris spatiaux sont également séparés en deux classes distinctes en fonction des technologies disponibles à ce jour pour les observer depuis le sol. Nous parlerons alors typiquement, pour le régime LEO, d'objets *non observables* si leur diamètre est inférieur à 10 cm et d'objets *observables* lorsque celui-ci est supérieur ou égal à 10 cm. La classe de débris dont le diamètre est compris entre 1 cm et 10 cm est particulièrement problématique car les objets en faisant partie sont bien souvent trop petits pour être observés en totalité, mais leur taille et leur énergie cinétique sont suffisamment importantes pour causer des dommages aux satellites en activité, pouvant même engendrer jusqu'à leur destruction complète en cas de collision. La distinction entre débris observables et non-observables est réalisée ici de manière générale, avec des valeurs typiques adoptées pour le régime LEO. Néanmoins, d'une part certains dispositifs permettent la détection d'objets dont le diamètre est inférieur à 10 cm, diminuant la limite précédemment définie, et d'autre part un débris observable n'est pas forcément observé. Plus spécifiquement, il est question de fragments *catalogués* (détectés, suivis et répertoriés) ou *non-catalogués*, dont la taille dépend du système utilisé lors des observations. Le catalogue d'objets (public) auquel nous avons recours dans ce manuscrit contenant uniquement les débris dont le diamètre est supérieur à 10 cm, nous les identifions par les appellations observable ou non-observable. De manière analogue pour la région GEO, le seuil de catalogage des objets est typiquement de 80 cm de diamètre dans le catalogue public utilisé dans cette thèse. Nous distinguons alors débris observables et non-observables au sein du régime géostationnaire par le biais de cette limite.



FIGURE 1 – Répartition des débris spatiaux autour de la Terre en 2017 - Visualisation des régimes orbitaux : (i) LEO pour les orbites basses formant une coque autour de la Terre, (ii) GEO pour l'anneau géostationnaire, et (iii) MEO pour les orbites intermédiaires (© European Space Agency (ESA)).

La Figure 1 illustre la répartition des débris spatiaux observables autour de la Terre (dont le diamètre est supérieur à 10 cm) en 2017¹. L'enveloppe d'objets proches de la Terre, correspondant à la région LEO, constitue 75% des débris observables (identifiés dans le catalogue public) et l'anneau géostationnaire est également clairement identifiable. Ce dernier contient 7% des objets suivis et répertoriés depuis le sol, tandis que les autres classes d'orbites, comprenant celles du régime MEO ou encore les orbites fortement excentriques (*Highly Eccentric Orbits* (HEO)), représentent 18% de la population observable [19].

Au-delà de leur diamètre, les débris spatiaux sont divisés en plusieurs catégories. La Figure 2 présente les différentes catégories d'objets en orbite autour de la Terre [1]. Ici, satellites en activité et débris spatiaux sont regroupés pour pouvoir visualiser la part de chaque type d'objets constituant la population globale.

1. La taille des objets sur la Figure 1 est volontairement amplifiée pour une meilleure visualisation des différentes populations.

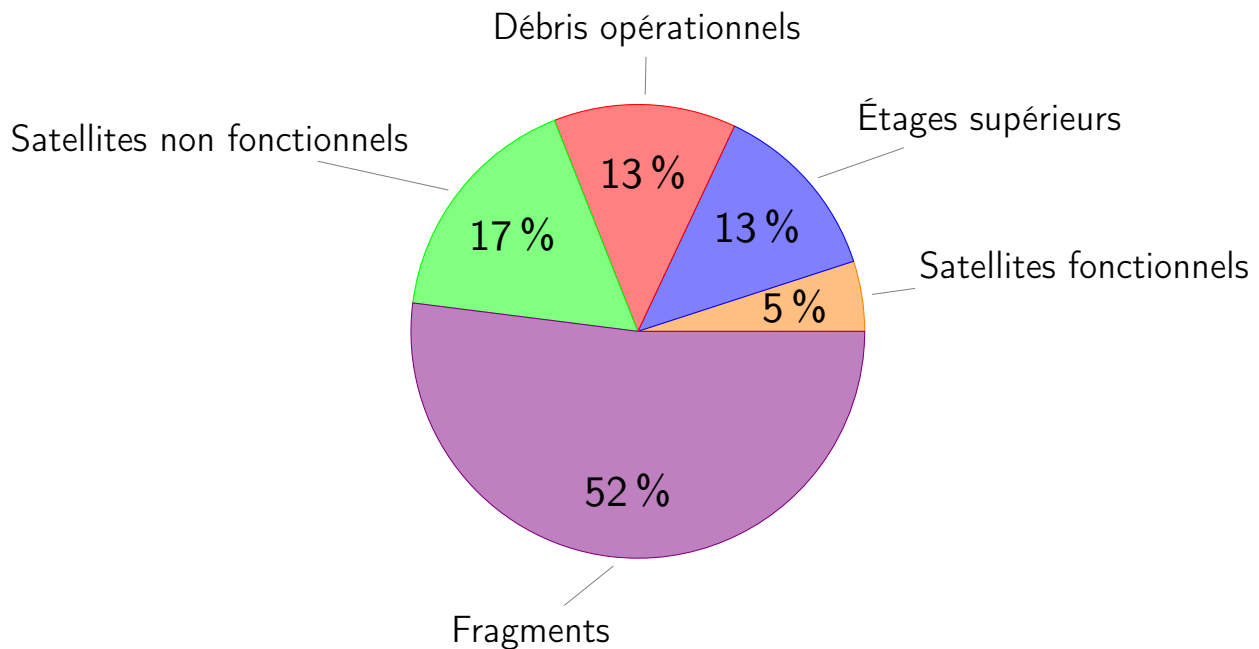


FIGURE 2 – Les différentes catégories de débris spatiaux. Ce diagramme (construit d’après [1]) englobe débris spatiaux et satellites fonctionnels afin de visualiser clairement la part de chaque type de corps artificiel, qu’il soit en activité ou non, au sein de la population globale d’objets en orbite autour de la Terre.

Seuls 5% des objets en orbite autour de la Terre sont des satellites fonctionnels. Les 95% restants représentent la population de débris spatiaux et sont divisés en plusieurs catégories. Les satellites non fonctionnels constituent 17% de la population et englobent les satellites dont la mission est terminée et ceux n’ayant jamais été opérationnels. Quelque 26% sont répartis de manière égale entre étages supérieurs de lanceurs et débris opérationnels. Ces derniers correspondent à des objets relâchés dans l’espace au cours de missions comme des caches de lentilles, des vis et écrous, ou plus singulièrement une boîte à outils échappée en 2008 lors d’une sortie orbitale autour de la Station Spatiale Internationale (SSI ou *International Space Station* (ISS) en anglais) pour travailler sur le mécanisme d’une des trois antennes solaires [20, 21]. Retombé dans l’atmosphère terrestre depuis le 3 août 2009 (d’après [22] avec le mot clé « ISS DEB (TOOL BOX) »), ce débris spatial fit partie du catalogue d’objets américain USSTRATCOM, surveillés depuis le sol et répertoriés, jusqu’à sa rentrée atmosphérique pour éviter tout risque de collision avec un système spatial opérationnel. Finalement, les 52% restants proviennent de plus de 250 fragmentations en orbite, issus d’explosions ou de collisions, enregistrées depuis 1961 (194 entre 1961 et 2007, puis 57 entre 2007 et 2016 [23]). D’après [14], cette dernière catégorie de débris est supposée avoir généré une population de près de 700 000 objets de diamètre supérieur à 1 cm. L’hypervélocité des fragments (jusqu’à 15 km/s pour la plupart des missions en LEO ; valeur supérieure à la vitesse de libération qui est d’environ 11 km/s) est la principale cause de cette énergie destructrice, malgré la petite taille des objets impliqués [24].

C’est dans ce contexte général que s’inscrit ce travail de thèse, qui se veut être une contribution à l’estimation globale des risques de collisions dans l’environnement spatial de la Terre. Deux échelles de temps s’affrontent alors pour l’estimation de ces risques : le très court terme (quelques heures à quelques jours) où les évolutions notables de probabilité de collisions vont être dues à des événements de caractère catastrophique (collision entre satellites ou explosion), et le long voire le très long terme où il s’agit d’évaluer l’évolution spatio-temporelle de la population de l’ensemble des débris spatiaux soumis uniquement aux perturbations naturelles d’origine gravitationnelle ou non-gravitationnelle. Dans les deux cas, il s’agit d’évaluer la dangerosité d’une région de l’espace où évoluent des satellites opérationnels notamment en déterminant les flux de particules susceptibles de les intercepter.

Un autre aspect doit également être pris en compte, eu égard aux deux échelles de temps concernées : le raffinement de la modélisation. S’il n’y a pas d’inconvénient à surdimensionner de manière grossière les régions occupées par les trajectoires de deux objets risquant une collision (le but étant d’éviter une collision dans chacun des cas), cette même approche, répétée pour l’ensemble des objets de la population de débris spatiaux engendre un nombre important de faux positifs qui rendent les processus de détection de rencontre proche complètement inefficaces. Il est donc nécessaire d’associer une barre d’erreur, en fonction de la trajectoire et du

type de but suivi. Dans certains cas une modélisation grossière, rapidement obtenue et sécurisée sera préférée (court terme) et dans d'autres une précision des résultats beaucoup plus fine. Une adaptation de la simulation en fonction de l'objectif suivi est donc indispensable à l'obtention de résultats fiables et pertinents relativement au cas étudié.

Mon travail porte ainsi sur l'assimilation des bases de données des objets en orbite dans chacune des principales régions orbitales autour de la Terre, que viennent compléter des simulations pour les objets petits, nombreux, et donc non-observables. Il se veut être une contribution à la description statistique de populations de débris spatiaux globales, par régions, ou associées à un événement particulier (ex. : fragmentation), ainsi qu'à l'estimation statistique des probabilités de collisions basée sur les outils de mécanique orbitale et de modélisation de populations de débris spatiaux tenant compte de l'ensemble des perturbations (propagateurs d'orbites, modèles de fragmentation).

L'objectif suivi est donc d'étudier les caractéristiques statistiques générales de la population (réelle ou synthétique) de débris spatiaux (observables ou non) ainsi que celles d'une famille particulière née d'un événement ponctuel (de type fragmentation), tant par le biais d'outils usuels que novateurs, afin d'aboutir à une estimation du risque engendré à court et long termes.

La première partie de ce manuscrit est consacrée à la description de la problématique posée par les débris spatiaux pour la poursuite des activités spatiales. Elle comprend notamment les processus de génération de fragments, les moyens techniques et technologiques disponibles permettant de caractériser la population, actuelle et future, d'objets en orbite et les mesures de protection de l'environnement terrestre réfléchies et mises en place par les différentes agences spatiales. C'est par l'exposé des connaissances de la communauté scientifique concernant la problématique de cette thèse que nous sommes en mesure par la suite d'explicitier et de vérifier nos travaux.

Dans un second temps, nous proposons une méthode innovante, basée sur des outils de statistique spatiale utilisés en mathématiques appliquées dans des domaines variés, tels que l'étude de forêts ou encore l'écologie. L'objectif est de déterminer la répartition des débris spatiaux autour de la Terre d'un point de vue statistique, en décrivant la dynamique d'agrégation ou de répulsion entre les objets, et d'évaluer l'influence des particules de petite taille sur la distribution des fragments.

La suite du manuscrit se concentre sur l'étude d'une fragmentation et de la formation de son nuage de débris en orbite. Une description des différentes étapes de formation d'un nuage est réalisée : nous étudions les caractéristiques géométriques du nuage, puis déterminons et analysons ce que nous appelons les temps de complétude associés à chaque phase. Les méthodes utilisées sont ensuite appliquées à un cas d'étude afin d'évaluer le réalisme et la précision de chacune d'entre elles.

Les statistiques spatiales utilisées dans le cadre de la description globale de la population de débris peuvent être appliquées au cas d'une fragmentation en orbite. Cet aspect fait l'objet de la partie suivante, dans laquelle l'influence de certains paramètres (propres à la fragmentation et à l'évolution des orbites) est étudiée afin d'en déterminer l'impact sur les outils statistiques. Dans l'optique de limiter le nombre de caractéristiques analysées, et ainsi caractériser plus précisément les effets de chacune d'elles, un modèle de fragmentation simplifié est mis en place, gérant uniquement la distribution des incréments de vitesse.

Finalement, une calibration d'un modèle de fragmentation plus complet est décrite puis mise en œuvre dans le chapitre final de cette thèse. Les résultats de la modélisation sont ensuite comparés à des données réelles, issues de catalogues, notamment en utilisant les méthodes précédemment exposées comme outils de comparaison.

Chapitre 1

La population des débris spatiaux : la problématique d'un point de vue statistique

Ce chapitre dresse un état de l'art de la problématique posée par les débris spatiaux. En Section 1.1 quelques définitions ainsi qu'un état des lieux de la situation actuelle de la population d'objets en orbite accompagné des résultats d'une étude sur son évolution sont présentés. Les principales sources de débris connues ainsi que les moyens d'observation et de prédiction disponibles de nos jours sont exposés dans les sections 1.2 et 1.3. Enfin, les initiatives (passives et actives) mises en place dans l'optique de réduire les risques pour les systèmes spatiaux - et de manière implicite pour les populations au sol - sont introduites dans la Section 1.4.

L'intérêt de cette partie réside en la description de l'ensemble de nos connaissances actuelles concernant les populations de débris observables d'une part, et celle d'objets non-observables d'autre part. Le travail que nous allons présenter par la suite nécessite en effet l'exposé de nos acquis, afin d'explicitier nos résultats statistiques et de procéder aux étapes de vérification, mais aussi la présentation des moyens matériels et logiciels mis à notre disposition. Les données que nous utilisons sont en effet issues d'un côté des observations effectuées par les dispositifs techniques au sol et disponibles au grand public, et d'un autre côté des logiciels de simulation et de certains systèmes en orbite (expériences, capteurs) permettant l'accès à des informations concernant l'ensemble de débris le plus problématique : ceux dont le diamètre est compris entre 1 cm et 10 cm.

1.1 Évolution de la population de débris spatiaux depuis le début de l'ère spatiale

1.1.1 Situation actuelle

Depuis 1957 et le lancement du satellite Spoutnik marquant le début de l'ère spatiale, plus de 5 500 lancements de satellites ont été effectués [1] plaçant en orbite plus de 8 000 charges utiles dont plus de la moitié le sont encore d'après [25]. La Figure 1.1 montre l'évolution de la population d'objets observables en orbite autour de la Terre depuis 1957 jusqu'en 2018 [2]. Les objets observables représentent ici les systèmes ou débris catalogués dans l'USSTRATCOM dont le diamètre est, de manière typique, supérieur à 10 cm en orbite basse et à 80 cm en GEO.

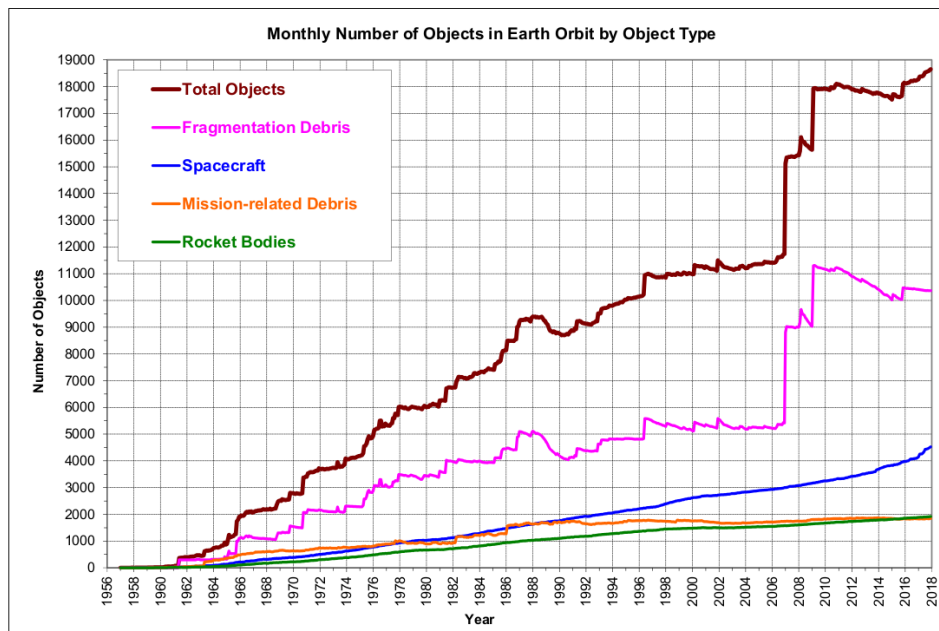


FIGURE 1.1 – Évolution du nombre de débris spatiaux en orbite autour de la Terre depuis l’année 1957, marquant le début des activités humaines dans le domaine du spatial, à l’année 2018. Les satellites en activité sont représentés par la courbe bleue, tandis qu’étages supérieurs de lanceurs et débris opérationnels (*mission-related debris*) correspondent aux courbes verte et orange respectivement. La principale contribution à l’augmentation de la population de débris est due aux explosions et collisions survenues en orbite; elles sont représentées par la courbe rose. Enfin, la courbe rouge correspond à l’ensemble des objets en orbite, tous types confondus [2]. © National Aeronautics and Space Administration (NASA)

Le nombre de débris spatiaux en orbite autour de la Terre, tous types confondus, augmente sans discontinuer depuis l’année 1961, hors périodes de forte activité solaire. La principale contribution à cet accroissement est attribuée aux objets générés par des explosions ou collisions en orbite (courbe rose). Deux pics, dénotant une augmentation brutale de la population de débris spatiaux, peuvent être distingués pour les années 2007 et 2009 [26, 27]. Le premier correspond à la destruction volontaire du satellite chinois Fengyun-1C, situé à une altitude d’environ 860 km, lors d’un test de missile antisatellite (ASAT). Cette interception a généré des milliers de fragments, dont un grand nombre est encore en orbite aujourd’hui bien que plus de la moitié d’entre eux soient retombés dans l’atmosphère terrestre. Une augmentation de 25% de la population de débris spatiaux a été entraînée par cette seule fragmentation. Le second événement ayant largement contribué à la création de fragments est survenu en 2009 lorsque deux satellites de télécommunications - le premier russe inactif Cosmos-2251 et le second américain en activité Iridium33 - sont entrés en collision à environ 780 km d’altitude, engendrant la destruction complète des deux systèmes. Il s’agit de la première collision catastrophique enregistrée entre deux satellites en orbite terrestre.

Cette augmentation de la population de débris spatiaux autour de la Terre a été prédite et signalée 40 ans plus tôt par les travaux de Donald J. Kessler et Burton G. Cour-Palais [28], dans lesquels ils dénotent que « *les fragmentations de satellites dues à des collisions deviendront une nouvelle source de débris dans un futur proche, probablement avant les années 2000* ». Ils surlignent également « *qu’une fois que le processus de fragmentation par collision commence, le flux de débris spatiaux dans certaines régions proches de la Terre pourrait rapidement dépasser celui des objets naturels (météorites)* ». Et effectivement, avant la destruction programmée du satellite Fengyun-1C en 2007, la majeure partie des fragments étaient générés par des explosions dues à une défaillance des batteries ou à l’inflammation du propergol restant dans les réservoirs. Mais après la survenue des deux événements de 2007 et 2009, le nombre de fragments issus d’explosions et de collisions sont devenus quasiment égaux [27]. Ce phénomène, appelé « Syndrome de Kessler », décrit une réaction en chaîne due à une densité de débris spatiaux en orbite basse ayant atteint un seuil au-delà duquel des collisions entre satellites en activité et fragments surviennent fréquemment. Le taux de production de nouveaux débris spatiaux issus de collisions devient alors supérieur à celui d’élimination de fragments par le processus naturel de rentrée atmosphérique. Dans ce cas, les procédures pour prévenir les fragmentations se révèlent moins efficaces en raison de l’effet de cascade de ce scénario [29, 14].

Les objets observables autour de la Terre font donc l'objet d'une surveillance particulière dont l'objectif principal est double : à court terme, il s'agit de protéger les satellites opérationnels et d'assurer le bon déroulement de leurs missions en anticipant les risques de collisions, et ainsi préserver les activités spatiales sur le long terme en tentant de prévenir l'effet en cascade décrit par Donald Kessler. Ce contrôle de l'environnement spatial s'articule autour de trois points centraux : l'observation, l'identification puis le catalogage, et finalement le suivi des objets en orbite autour de la Terre.

Aux États-Unis, un réseau d'instruments et de techniques de réduction de données a été mis en place, nommé l'*United States Space Surveillance Network* (USSSN), composé de moyens d'observation, d'outils logiciels et de bases de données notamment. La responsabilité de la maintenance de ce système de surveillance est confiée au département de la Défense américain, tandis que l'USSSN est piloté par le *Joint Functional Component Command for Space* (JSpOC). Le catalogue (partie publique) des objets répertoriés est disponible en ligne via [30], dans lequel il est possible de se procurer les dernières données en date concernant la population de débris spatiaux observables sous un format particulier appelé *Two-Line-Elements* (TLE). Il s'agit de deux lignes de données par objet contenant l'ensemble des informations sur son type et son propriétaire (via l'identifiant NORAD unique pour chaque objet) ainsi que ses caractéristiques orbitales à un instant donné.

Du côté de l'Europe, l'ESA a mis en œuvre un programme de surveillance de l'espace appelé *Space Situation Awareness* (SSA, bientôt renommé *Space Safety*) composé de trois segments distincts selon la nature du contrôle effectué¹ :

- *Space WEather* (SWE), en charge de l'évaluation et de l'état du Soleil et de l'environnement planétaire et interplanétaire. Cela comprend notamment l'estimation des caractéristiques de la magnétosphère, l'ionosphère et de la thermosphère de la Terre qui pourraient affecter les installations au sol ou dans l'espace,
- *Near-Earth Objects* (NEO) qui surveille l'évolution orbitale des objets naturels (astéroïdes, comètes, ...) proches de l'orbite terrestre,
- *Space Surveillance and Tracking* (SST), possédant des objectifs similaires au segment NEO mais qui s'applique aux objets artificiels (satellites et débris spatiaux).

Le SST représente l'équivalent du USSSN en Europe, mais le cœur de ce programme - la mise en place d'un catalogue d'objets - est d'une importance capitale pour l'indépendance de l'Europe en terme de surveillance de l'espace. Maintenu par l'ESA, la base de données *Database and Information System Characterising Objects in Space* (DISCOS) contient l'ensemble des informations relatives aux objets répertoriés dans le cadre du programme SST² (informations sur le lancement, description du lanceur et du système mis en orbite, ...) et est maintenue à jour grâce aux données provenant de plusieurs sources dont la liste des fragmentations en orbite établie par la NASA ou encore le catalogue de TLE américain USSTRATCOM [31].

La Russie, par le biais de leur agence spatiale, possède également un système de surveillance de l'espace, nommé *Space Surveillance System* ou SSS, permettant le suivi d'environ 6 000 objets [8].

À gauche, Figure 1.2, nous présentons le nombre de débris en orbite au 17 juillet 2018 (données issues de [30]) en fonction de leur demi-grand axe (en km), tandis qu'à droite, sur cette même figure, nous exposons la répartition de ces objets en fonction de leur demi-grand axe, leur inclinaison (en degrés) et leur excentricité. Un agrandissement des résultats obtenus pour la région LEO, particulièrement encombrée, est disponible sur la Figure 1.3.

1. https://www.esa.int/Our_Activities/Operations/Space_Situational_Awareness/SSA_Programme_overview

2. <https://discosweb.esoc.esa.int/>

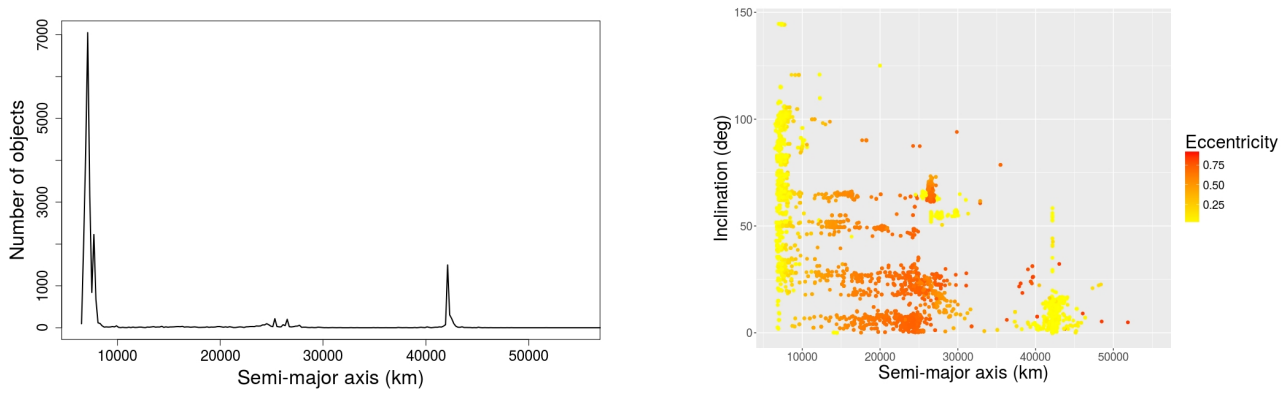


FIGURE 1.2 – Principales caractéristiques orbitales des objets observables en orbite autour de la Terre au 17 juillet 2018. À gauche : nombre d’objets en fonction du demi-grand axe (km). À droite : distribution des objets en fonction de leur demi-grand axe (km), inclinaison (degrés) et excentricité.

Figure 1.2, à gauche, les trois régimes orbitaux présentés précédemment sont clairement distinguables, avec un nombre bien plus important d’objets de diamètre supérieur à 10 cm pour la région des orbites basses (facteur d’environ 7). D’autre part, la partie droite de la même figure révèle que les orbites en LEO sont majoritairement circulaires ou quasi-circulaires, avec une valeur d’excentricité s’approchant du 0. La même observation peut être effectuée pour la région GEO mais, dans ce cas, la propriété de circularité est une des caractéristiques inhérentes à l’orbite géostationnaire. Plusieurs inclinaisons sont également privilégiées mais le détail de celles-ci est davantage visible sur la Figure 1.3.

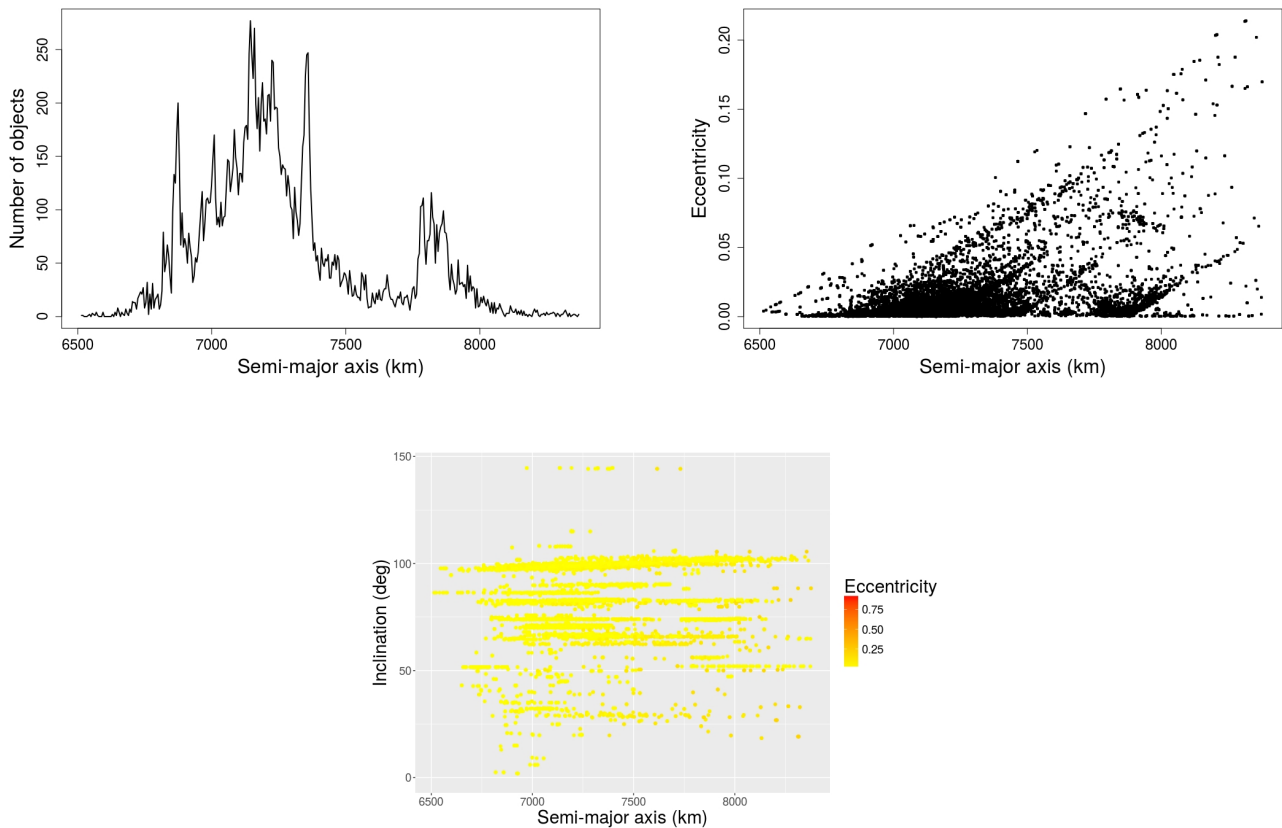


FIGURE 1.3 – Principales caractéristiques orbitales des objets observables au sein du régime LEO au 17 juillet 2018. À gauche : nombre d’objets en fonction de leur demi-grand axe (km). À droite : distribution des objets en fonction de leur demi-grand axe et de leur excentricité. Au centre : distribution des objets en fonction de leur demi-grand axe (km), inclinaison (degrés) et excentricité

La majeure partie des objets en orbite basse sont situés entre 700 km et 1200 km d’altitude d’après la

partie gauche de la Figure 1.3 et la partie droite confirme la circularité de la quasi-totalité des orbites au sein de la région LEO. Les différentes inclinaisons privilégiées peuvent être distinguées au centre de la Figure 1.3. Tout d'abord, le groupe d'objets présentant une inclinaison de 90° correspond aux orbites polaires. Au-delà de cette valeur, entre 97° et 103° , se trouvent les orbites SSO. À de plus faibles inclinaisons, aux alentours de 60° , se situe la famille de satellites de télécommunications Molniya. Enfin, les objets dont l'inclinaison est égale à 7° , 27° et 47° se trouvent sur les orbites de transfert des différents centres de lancement : le Centre Spatial Guyanais à Kourou pour l'Europe, le Centre Spatial Kennedy à Cape Canaveral en Floride (États-Unis) et le Cosmodrome de Baïkonour (Russie).

1.1.2 Prédiction pour les prochaines années

En 2013, les travaux réalisés par [3], visant à examiner la stabilité de l'environnement des débris spatiaux en LEO, ont été présentés lors de la 6^{ème} conférence sur les débris spatiaux organisée par l'ESA. À partir d'une population de débris observables générée par le logiciel Meteoroid And Space debris Terrestrial Environment Reference (MASTER-2009) et basée sur celle répertoriée au 1^{er} janvier 2009, les résultats sur 200 ans de six modèles de prédictions différents sont comparés. Les agences impliquées dans cette étude sont : l'Agence Spaziale Italiana (ASI), l'United Kingdom Space Agency (UKSA), la Japan Aerospace eXploration Agency (JAXA), l'Indian Space Research Organization (ISRO), l'ESA et la NASA. Les hypothèses considérées sont : (i) un taux de lancements par année similaire à celui observé entre 2001 et 2009, (ii) des missions d'une durée de 8 ans, (iii) une conformité aux recommandations visant à réduire le nombre de débris en orbite (détails en Section 1.4 : règle des 25 ans et passivation des systèmes (explosions supposées inexistantes)), et (iv) une interdiction de manœuvres anticollisions. La Figure 1.4 présente l'évolution du nombre de débris spatiaux ainsi que le nombre cumulé de collisions catastrophiques, c'est-à-dire engendrant la destruction totale des systèmes impliqués, sur la période 2009-2209.

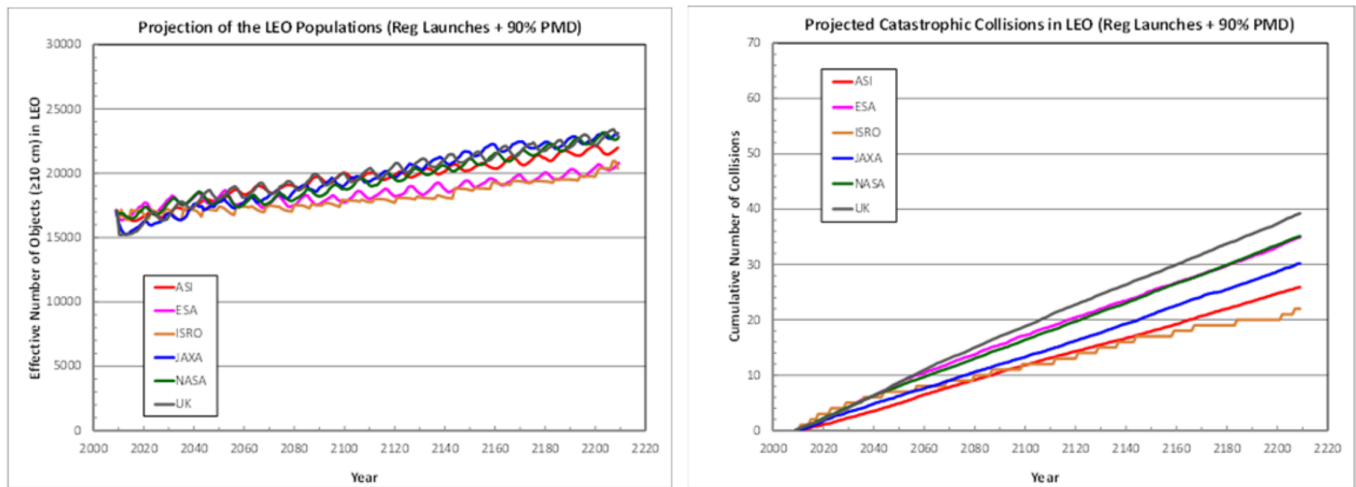


FIGURE 1.4 – Résultats de l'étude comparative sur l'évolution de la population de débris spatiaux en orbite basse réalisée par [3]. À gauche : estimation de l'évolution du nombre de débris en orbite. À droite : estimation du nombre cumulé de collisions catastrophiques sur 200 ans, entre 2009 et 2209. Les six agences ayant pris part à cette étude sont : l'ASI (rouge), l'ESA (rose), l'ISRO (orange), la JAXA (bleu), la NASA (vert) et l'UKSA (noir).

L'ensemble des modèles de prédiction s'accordent sur une augmentation moyenne de 30% de la population d'objets observables dans la région LEO sur les 200 prochaines années. Les fluctuations périodiques visibles sur les courbes de la Figure 1.4 à gauche sont dues aux cycles solaires ayant une durée de 11 ans. Lors de périodes de forte activité solaire, l'influence de la traînée atmosphérique sur les orbites devient plus importante, entraînant un plus grand nettoyage naturel des orbites basses, ce qui se traduit par un taux de rentrées dans l'atmosphère terrestre plus conséquent. Une stagnation de la taille de la population de débris est par ailleurs prévue jusqu'en 2040 (comprenant certains épisodes de décroissance), puis une croissance inévitable au-delà de cette date [14]. D'autre part, une augmentation du nombre de collisions catastrophiques est également prédite, pouvant aller d'une tous les 9 ans à une tous les 5 ans selon le modèle. Ce type de collisions est principalement attendu entre 700 km et 800 km d'altitude ainsi qu'entre 900 km et 1 000 km d'altitude, étant donné que ces régions orbitales sont déjà très encombrées aujourd'hui et le seront certainement encore davantage d'ici à 2209.

La Figure 1.5 présente les résultats obtenus pour la densité spatiale des débris spatiaux en fonction de l'altitude pour l'année 2209, soit au terme de la période d'étude.

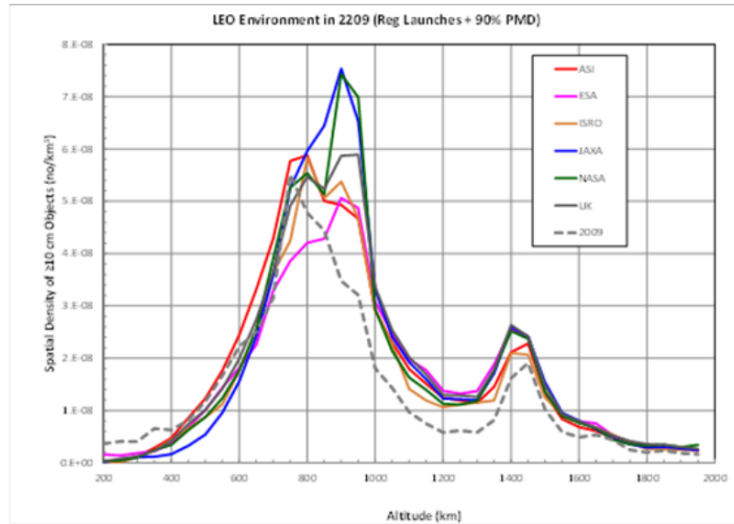


FIGURE 1.5 – Estimation de la densité spatiale des débris spatiaux en fonction de l'altitude au terme de l'étude réalisée par [3], soit en 2209. Chaque courbe correspond à la prédiction de l'une des six agences impliquées dans ces travaux : l'ASI (rouge), l'ESA (rose), l'ISRO (orange), la JAXA (bleu), la NASA (vert) et l'UKSA (noir). La courbe en pointillés représente, quant à elle, la densité de débris initiale, soit pour l'année 2009.

Par rapport à la population initiale, représentée par la courbe en pointillés, l'ensemble des modèles prédisent une augmentation de celle-ci dans les régions où la densité spatiale est déjà importante, mais la plus importante augmentation est attendue pour les altitudes supérieures à 800 km.

Les différences entre les simulations peuvent aussi provenir du modèle de prédiction du flux solaire utilisé. En effet, chaque agence possède son propre logiciel de propagation et les paramètres des simulations pris en compte pour les différents types de modélisations peuvent ne pas être les mêmes pour chacun des participants à l'étude. De plus, les simulations correspondent à des évolutions moyennes, à des tendances d'évolution de la population de débris spatiaux et sont donc entachées d'incertitudes liées à la fiabilité des modèles de génération de débris et de propagation sur le long terme [14].

1.2 Principales sources de débris spatiaux

1.2.1 Fragmentations

Explosions

Avant les événements de 2007 et 2009 ayant généré des milliers de fragments en orbite basse, les explosions constituaient la principale source de débris spatiaux. Deux causes notables sont à l'origine des explosions en orbite. La première d'entre elles correspond à l'inflammation des résidus de propergol et de liquides pressurisés présents à l'intérieur des étages supérieurs de lanceurs et des satellites n'étant pas ou plus en activité. En effet, une explosion peut résulter d'une exposition prolongée de ces fluides aux radiations solaires, entraînant leur surchauffe [32]. La seconde cause est la perforation de l'un des réservoirs par un débris spatial. Afin de lutter contre cette source de fragment, certaines mesures ont été prises et sont détaillées dans la Section 1.4. Cela peut constituer l'une des raisons de la diminution récente du nombre d'explosions en orbite dues aux deux causes citées ci-dessus, et a pu contribuer à la tendance vers l'égalisation du nombre de fragments issus de collisions et d'explosions. Néanmoins, certains événements restent inévitables aujourd'hui lorsqu'ils concernent des étages supérieurs et/ou satellites ayant été mis en orbite, avant la formulation et la mise en application des mesures, et sur lesquels le contrôle n'est plus possible.



FIGURE 1.6 – Illustration d'une explosion fictive en orbite due à l'impact d'un débris (© ESA).

Collisions

La deuxième source de débris spatiaux la plus importante est la collision entre deux objets artificiels. Il existe un classement des types de collisions en fonction de l'énergie cinétique déployée lors de l'événement et donc de la gravité des dégâts engendrés aux objets impliqués [26, 33]. Le premier type concerne l'impact de fragments très petits à faible vitesse, n'entraînant pas de conséquences sur la poursuite de la mission du satellite touché. La « collision létale » correspond au deuxième type de collision de ce classement. Dans ce cas, cela correspond au choc entre un satellite en activité et un objet spatial quelconque, engendrant la perte des fonctions principales du système spatial opérationnel ou la perte de sa capacité à remplir les fonctions de sa mission. La première collision enregistrée entre un débris spatial et un satellite en activité, survenue le 24 juillet 1996, peut être rangée dans cette catégorie : le microsatellite militaire français Cerise, dont la mission était l'étude de l'environnement radio-électrique de la Terre a été impacté par un débris issu de l'explosion d'un étage supérieur d'Ariane-1 ayant eu lieu en novembre 1986 (vue d'artiste sur la Figure 1.7) [8]. Cette collision franco-française a entraîné la rupture du mât de stabilisation du petit satellite, l'empêchant de conserver sa position opérationnelle et donc de poursuivre sa mission de manière optimale [1]. Enfin, le troisième type de collision est la « collision catastrophique » pour laquelle le ratio énergie/masse déployé est supérieur à 40 J.g^{-1} , conduisant à la destruction totale des objets concernés par l'événement. La collision entre Iridium33 et Cosmos-2251 est un exemple - et à ce jour très probablement heureusement le seul - de ce type d'incident.

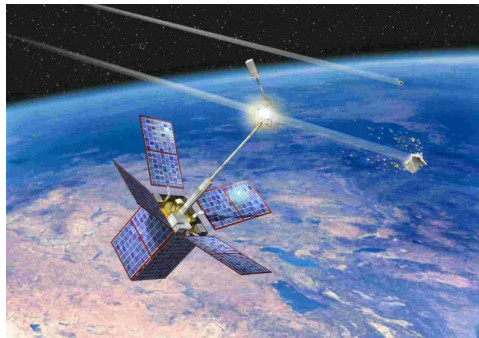


FIGURE 1.7 – Vue d'artiste de la collision du satellite français Cerise avec un débris spatial, survenue de 24 juillet 1996, entraînant la rupture de son mât de stabilisation (© CNES).

À titre d'exemple et de comparaison, l'énergie déployée lors de l'impact d'une bille en aluminium d'un centimètre de diamètre sur une surface de composition similaire et d'une épaisseur de 18 cm est équivalente à celle du choc d'une voiture d'une tonne et demi contre un mur à 50 km.h^{-1} [14]. Suite à des tests d'impacts hypervéloces, consistant en la pulvérisation d'une surface en aluminium par plusieurs billes de même composition et de diamètres différents, des relevés ont été effectués quant à l'épaisseur de la surface perforée en fonction de la taille du projectile. La vitesse appliquée à ces billes d'aluminium est équivalente à celle qu'elles pourraient atteindre en orbite basse, soit 10 km.s^{-1} (pouvant aller jusqu'à 15 km.s^{-1}). Les résultats sont résumés dans la Table 1.1 et issus du site internet du CNES dédié aux débris spatiaux [1].



FIGURE 1.8 – Perforation d’une surface en aluminium par une bille d’un centimètre de diamètre lors de tests d’impacts à très haute vitesse, typiquement entre 10 et 15 km.s⁻¹ (© ESA).

TABLE 1.1 – Résultats de tests d’impacts hypervéloces de billes d’aluminium de différents diamètres sur une surface de même composition. Ces données sont directement disponibles sur le site internet du CNES sur les aux débris spatiaux [1].

Diamètre de la bille (mm)	0.01	0.1	1	10
Épaisseur perforée (mm)	0.03	0.4	4	50

Jusqu’ici, seuls des types de collisions involontaires ont été cités mais certains satellites peuvent être détruits de manière volontaire (ou « interceptés ») en utilisant des missiles antisatellites. Ce fut le cas pour le satellite chinois Fengyun-1C en 2007, mais aussi pour le satellite militaire USA-193 au début de l’année 2008. La différence entre ces deux collisions volontaires est l’altitude à laquelle elles ont eu lieu. Réalisée à 800 km pour le satellite Fengyun-1C, l’interception a généré un nombre impressionnant de fragments voués à rester dans la région des orbites basses pendant plusieurs années. Celle l’USA-193 ayant eu lieu à une altitude beaucoup moins conséquente (moins de 300 km), les débris générés sont rapidement retombés sur Terre grâce au freinage atmosphérique. Pour l’USA-193, la destruction du système a été décidée puis réalisée dans une optique de préservation des populations au sol vis-à-vis d’un objet potentiellement dangereux, ce qui explique la différence d’altitude d’interception par rapport au satellite Fengyun-1C.

1.2.2 Particules expulsées par les lanceurs à propulsion solide

La plus importante source de débris spatiaux ne provenant pas de fragmentations correspond aux particules rejetées lors de la phase de combustion des moteurs à propulsion solide ou *Solid Rocket Motors Particles* (SRM) en anglais (Figure 1.9). Cette catégorie de moteur est utilisée pour différents types de missions et à des altitudes opérationnelles très variées [14]. Ils peuvent, entre autres, être employés pour des manœuvres au péri-gée d’une orbite à des altitudes relativement faibles, pour des manœuvres à l’apogée d’une orbite dans le but de circulariser un système spatial, ou encore pour modifier l’inclinaison de satellites dans la région GEO [9].

Les gaz d’échappement produits lors de la combustion du propergol solide de la plupart des moteurs fusée utilisant ce type de propulsion contiennent une quantité considérable de salissures et petites particules de poussière majoritairement composées d’oxyde d’aluminium (Al₂O₃). La composition de ces objets provient de l’utilisation de l’aluminium comme additif au propergol, typiquement à hauteur d’environ 18% de la masse totale de propergol, dans le but d’améliorer les performances du moteur, mais aussi afin de stabiliser le processus de combustion [8]. Les poussières d’oxyde d’aluminium, d’un diamètre compris entre 1 μm et 50 μm, sont créées puis rejetées de manière continue durant les phases de poussée, tandis que les agglomérats de salissures se forment tout au long de ces phases de poussée puis sont relâchés à la fin de celles-ci, lorsque la pression interne du moteur diminue. La création de ces agrégats est due à des contraintes de conception entraînant la présence de petites cavités au sein du moteur, et la génération de sous-produits de la combustion comme des gouttelettes d’aluminium fondu ou encore des petites parties de l’isolation thermique. Ces sous-produits s’entremêlent et s’ajoutent aux particules d’oxyde d’aluminium provoquant la constitution de petits objets dont le diamètre est généralement compris entre 0.1 mm et 30 mm contribuant ainsi à la population de débris spatiaux. De plus, ils appartiennent à la catégorie de débris la plus problématique et la plus dommageable pour les satellites en activité, car trop petits pour être observés mais très énergétiques cinétiquement.

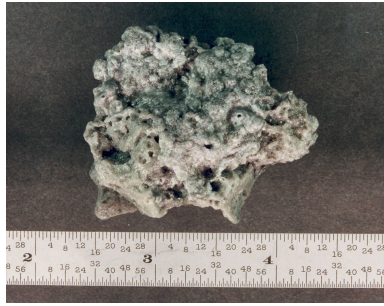


FIGURE 1.9 – Particule d’oxyde d’aluminium éjectée lors d’un test de mise à feu de l’un des moteurs à propulsion solide de la navette américaine. Ce type de moteur est généralement utilisé pour la mise en orbite de charges utiles à de hautes altitudes et génère une population de débris spatiaux dont la taille est de l’ordre du centimètre. Cette image est issue du site de la NASA sur les débris spatiaux dans la section « Galerie Photos » [4].

D’après [8], il est supposé qu’entre 1958 et juin 2001 les 1 032 mises à feu de moteurs à propulsion solide comptabilisées ont engendré la libération d’environ 1 000 tonnes de propergol dans l’espace, dont 324 tonnes correspondent aux particules d’oxyde d’aluminium (320 tonnes) et aux agglomérats de salissures (4 tonnes).

1.2.3 Gouttelettes de potassium de sodium (NaK)

Une autre source de débris spatiaux d’un diamètre de l’ordre du centimètre est représentée par des gouttelettes de potassium de sodium. Elles sont localisées dans une région particulière de l’espace, mais leur origine ne fut pas déterminée de manière immédiate.

Entre 1970 et 1988, 31 satellites russes de reconnaissance radar des océans, nommés *Radar Ocean Reconnaissance SATellites* (RORSATs), ont été placés sur des orbites quasi-circulaires entre environ 250 km et 270 km d’altitude et à une inclinaison de 65° [9, 8]. Afin de produire la puissance électrique leur étant nécessaire, ces systèmes utilisaient une source d’énergie nucléaire ne devant pas retomber sur Terre en même temps que les satellites dont la mission est terminée³. Pour éviter la rentrée atmosphérique des cœurs de réacteurs, les étages de transfert les contenant étaient éteints puis dirigés vers une orbite suffisamment haute (*Sufficiently High Orbit* (SHO)), entre 900 km et 950 km d’altitude. Pour 16 des 31 satellites, les cœurs de réacteurs ont été relâchés dans l’espace, une fois la SHO atteinte, afin de permettre la diminution de la radioactivité avant qu’ils ne retombent sur Terre (quelques siècles plus tard).

Au début des années 1990, des mesures radar et optiques mirent en évidence l’existence d’une grande population d’objets sphériques d’aspect et de caractéristiques métalliques dont la taille pouvait atteindre 5.6 cm [5]. Cet amas de particules était situé entre 900 km et 950 km d’altitude à une inclinaison proche de 65° et son étude a montré qu’il était formé de gouttelettes d’un alliage de potassium de sodium (NaK).

Revenons quelques années en arrière, lors de l’éjection des cœurs de réacteurs des satellites RORSATs sur leur orbite cimetièrre. Cette opération a été réalisée avec succès dans 13 cas⁴ mais elle a causé la rupture du circuit de refroidissement des réacteurs. Le liquide de refroidissement, du potassium de sodium, a alors été relâché dans le vide en même temps que les cœurs de réacteurs en formant des gouttelettes dont les diamètres vont de l’ordre du millimètre à celui du centimètre (entre 0.1 mm et 55 mm) [8]. Une illustration du processus d’éjection se trouve sur la Figure 1.10. Tandis que les billes de plus petits diamètres (inférieur à 1 mm) sont supposées avoir disparu autour de l’année 1993 (par évaporation ou destruction lors de la rentrée atmosphérique), celles dont le diamètre est plus important (supérieur à 1 cm) sont considérées comme une population de débris spatiaux durable dans la bande d’altitudes 900-950 km, dont la masse totale est estimée comprise entre 50 kg et 60 kg.

3. La durée de la mission d’un satellite de type RORSATs était en général inférieure à 60-70 jours, étant donné l’importance considérable des forces de traînée atmosphérique dans son environnement [8].

4. Pour les 3 derniers satellites, l’opération de placement en orbite cimetièrre fut un échec ou la réalisation fut incomplète. Dans le premier cas, le satellite ne pouvant être manœuvré depuis le sol, le transfert a été effectué de manière automatique grâce à un système de sécurité initialement conçu pour la correction d’altitude. Les performances du module de transfert n’étant pas égales à celle du système normalement chargé de l’opération, le réacteur a été placé sur une orbite située à 700 km d’altitude au lieu des 950 km requis. Dans les deux autres cas, le système permettant la réorbitation n’a pas du tout fonctionné. L’un des modules contenant un réacteur a effectué une rentrée atmosphérique au-dessus du Canada (24 janvier 1978), dispersant les éléments radioactifs au-dessus de terres habitées, et le second retomba au large des côtes brésiliennes dans l’océan Atlantique (7 février 1983) [8].

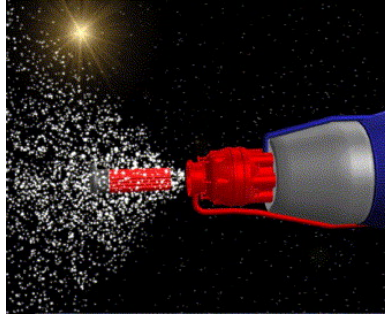


FIGURE 1.10 – Illustration en image de synthèse du processus d'éjection du cœur de réacteur pour les satellites RORSATs, engendrant la création de la population de débris spatiaux formée par les gouttelettes de potassium de sodium (NaK). Cette image est tirée de l'article rédigé par [5] traitant de la modélisation de cette population d'objets dans le logiciel MASTER 2005.

1.2.4 Aiguilles du projet Westford

Le projet Westford, dirigé par le Massachusetts Institute of Technology (MIT) au début des années 1960, avait pour objectif la mise en place d'une couche de 8 km de largeur et 40 km d'épaisseur composée de fins fils de cuivre sur une orbite quasi-polaire autour de la Terre à une altitude d'environ 3 600 km. L'expérience menée avait pour but de faire agir la bande en tant que radio-réfecteur passif pour les communications militaires [34]. La Figure 1.11 met en évidence la finesse des fils de cuivre qui seront appelés aiguilles par la suite.

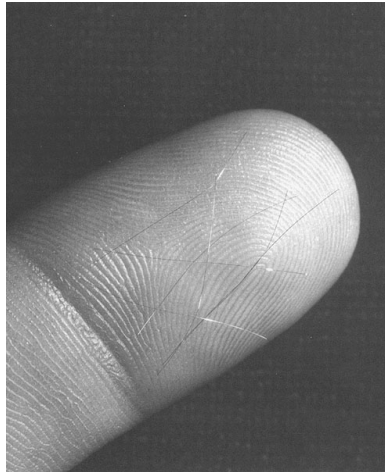


FIGURE 1.11 – Aiguilles utilisées dans le cadre du projet Westford, dont le déploiement devait servir de radio-réfecteur pour les communications militaires au début des années 1960. Cette image est issue de la section du site de la NASA sur l'histoire [6], dans laquelle se trouvent les chapitres du livre rédigé par [7] traitant de l'usage des radars dans l'astronomie.

Dans le cadre de ce projet, deux lancements eurent lieu, le premier en octobre 1961 puis le second en mai 1963. En 1961, le satellite atteignit bien la région orbitale visée, mais la dispersion des aiguilles dans l'espace ne se déroula pas comme prévu à cause des caractéristiques de conception des aiguilles et d'une mauvaise appréhension des effets thermiques sur celles-ci. Au lieu de s'étaler individuellement, les fils de cuivre se sont regroupés, formant sept grappes d'aiguilles qui sont aujourd'hui encore répertoriées et surveillées par l'USSSN à environ 3 600 km d'altitude [35]. En 1963, 480 millions d'aiguilles furent dispersées dans l'espace sur une orbite circulaire à 3 600 km d'altitude et à une inclinaison d'environ 87° [35]. Cette fois-ci, la mission fut conçue de sorte que les aiguilles puissent retomber rapidement (en quelques années) dans l'atmosphère terrestre grâce à la pression de radiation solaire (*Solar Radiation Pressure* (SRP)). Cependant, depuis 1966, le *Space Surveillance Network* (SSN) a catalogué 144 objets de petite taille possédant un lien avec le second lancement dans le cadre du projet Westford. Ces découvertes ont mené à la réalisation d'une étude post-mission révélant que seuls 25 à 45% des 480 millions d'aiguilles s'étaient correctement dispersés dans l'espace, le reste s'étant agglutiné en plusieurs grappes comme ce fut le cas pour la première mission. Ces groupes d'aiguilles ne furent découverts que 3 ans après ce second lancement et, bien que très affectés par la SRP, n'entamèrent pas de processus de rentrée atmosphérique dans l'intervalle de temps initialement prévu. En 2013, 46 groupes observables (dont le diamètre global est supérieur ou égal à 10 cm) étaient encore en orbite dont seulement 9 présentant une altitude au périégée inférieure à 2 000 km [34].

1.2.5 Particules engendrées par la dégradation des surfaces des objets en orbite

En 1985, Donald J. Kessler effectua la première analyse chimique de résidus d'impacts sur un hublot de la navette spatiale (Figure 1.12) et depuis, les particules provenant de la dégradation des surfaces des systèmes spatiaux sont considérées comme contribuant de manière conséquente à la population de petits objets en orbite autour de la Terre au sein du régime LEO [9]. Leur diamètre est généralement compris entre le micromètre et le millimètre. Ce constat fut confirmé quelques années plus tard, en 1990, lorsque le satellite artificiel conçu par la NASA pour l'expérience *Long-Duration Exposure Facility* (LDEF) fut récupéré et analysé (voir aussi Section 1.3). Il s'agit en particulier de l'expérience *Chemistry of Meteoroid Experiment* (CME), visant à déterminer la composition chimique des météorites, qui permet d'attribuer la majeure partie des impacts de débris spatiaux à des éclats de peinture provenant d'autres systèmes en orbite, majoritairement d'étages supérieurs de lanceurs. En effet, les protections thermiques de ces derniers sont plus susceptibles d'être moins résistantes à leur environnement que celles des satellites artificiels.

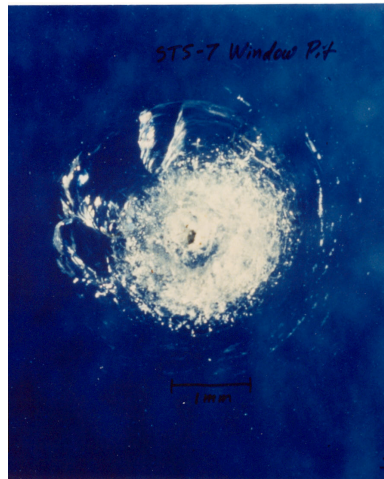


FIGURE 1.12 – Cratère dans l'un des hublots de la navette spatiale causé par l'impact d'un débris en orbite lors de sa septième mission (STS-007). En 2001, 80 hublots avaient dû être changés sur la navette spatiale américaine à cause d'impacts de micro-particules [8], soit plus de 13 par mission (13.3, en considérant 6 missions réalisées en 2001). Cette image est issue du site de la NASA dédié aux débris spatiaux dans la section « Galerie Photos » [4].

Cependant, bien que l'existence d'une population de petits débris spatiaux issue de la dégradation des surfaces soit prouvée, les connaissances de ces processus de dégradation sont quant à elles très pauvres [9]. Ceci est dû au fait qu'il existe une multitude de matériaux utilisés dans la conception des systèmes spatiaux (lanceurs et charge utile) possédant des propriétés (thermiques, mécaniques, chimiques, ...) très différentes. Néanmoins, certains facteurs environnementaux pouvant avoir une influence sur l'érosion des surfaces dans l'espace ont été mis en évidence [9, 8] :

- * L'oxygène atomique ; il n'est présent qu'au sein du régime des orbites basses et réagit de manière chimique avec les surfaces des systèmes spatiaux, provoquant leur oxydation en fonction de leur composition. La couche de matériau oxydé, plus fragile, présentera alors plus de risques de se craqueler et de se détacher de la surface.
- * Le cycle thermique ; il engendre des écarts de température conséquents lors des passages en-dedans/en-dehors de l'ombre de la Terre (éclipses), impliquant donc également l'application d'un stress supplémentaire sur les surfaces. Ce facteur peut lui aussi engendrer la création ou l'agrandissement de craquelures ou d'écaillés susceptibles de se détacher ultérieurement.
- * Les radiations d'ultraviolets (UV) ; les effets du cycle thermique peuvent être accélérés par ceux de l'oxygène atomique cité précédemment, mais aussi par l'action des radiations UV qui ne génèrent pas directement le craquellement de la surface mais créent des micro-fissures qui sont par la suite accentuées par le cycle thermique.
- * Les impacts de micro débris spatiaux et micrométéorites.

1.2.6 Éjectas

La collision entre un fragment et la surface d'un système en orbite est généralement caractérisée par l'importante vitesse des objets concernés. Les éjectas sont les produits de tels impacts hyper-véloces et correspondent

aux particules secondaires générées lors d'événements de ce type. Sous les conditions requises pour la création de particules secondaires (impacts hyper-véloces), et pour un angle d'impact proche de la normale à la surface, trois types d'éjectas peuvent être distingués et sont représentés sur la Figure 1.13 [9, 14] :

- * Les éjectas en cône (« *cone ejecta* »).
- * Les éclats (« *spallation* ») majoritairement observés lorsque les surfaces impactées présentent une fragilité.
- * Les jets (« *jetting* »).

Les deux premiers types d'éjectas correspondent à ceux observés le plus fréquemment tandis la dernière catégorie représente moins d'un pourcent de la masse éjectée.

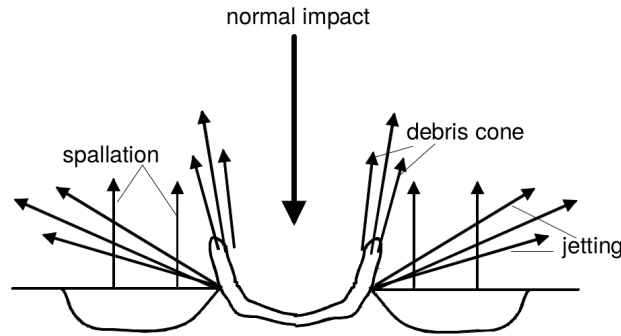


FIGURE 1.13 – Illustration des différents types de particules secondaires ou éjectas générés lors d'impacts hyper-véloces entre un fragment et une surface, avec un angle d'incidence proche de la normale à celle-ci. Les éjectas en cône et les éclats sont les deux catégories observées de manière plus fréquente, les jets représentant moins d'un pourcent de la masse éjectée. Cette illustration des processus de génération d'éjectas est issue de [9].

1.2.7 Débris opérationnels

Les débris opérationnels ou *Mission-Related Objects* (MRO) correspondent aux objets relâchés dans l'espace au cours d'une mission spatiale, depuis les opérations de mise en orbite à celles de rentrée atmosphérique, et concernent autant les systèmes spatiaux ou satellites que les lanceurs [8]. Deux catégories peuvent être distinguées pour cette source de débris spatiaux [14] :

- * Les objets relatifs à une certaine mission, éjectés dans l'espace pendant son déroulement. Cela comprend par exemple les protections de lentilles, les loquets gérant l'ouverture des panneaux solaires, mais aussi les objets perdus de manière non-intentionnelle par les astronautes lors sorties extra-véhiculaires. L'exemple de la boîte à outils a été présenté précédemment mais il est également possible de citer des outils, comme des tournevis, ou encore des gants de protection.
- * Les modules dont la mission est terminée ou n'ayant jamais été opérationnels. Cela comprend tant les systèmes complets que les étages supérieurs de lanceurs.

L'inconvénient de ce type de débris, notamment la première catégorie, est qu'ils sont relâchés dans l'espace avec une vitesse relative très faible, demeurant alors proches de l'orbite opérationnelle du « corps parent » ou système ayant éjecté l'objet. Les débris opérationnels contribuent à la population de débris spatiaux observables à hauteur d'environ 10.5%, sachant que parmi eux environ 60% sont générés par les systèmes de lancement et environ 40% par les charges utiles (satellites)[8].

1.3 Moyens d'observation et de simulation au sol et en orbite

Les débris spatiaux observables (10 cm en LEO et environ 1 m pour les orbites plus hautes) sont caractérisés par des données déduites d'observations et de restitution d'orbites réalisées par différents types de systèmes au sol et en orbite. Ces systèmes effectuent une surveillance périodique de l'espace pour détecter et répertorier de nouveaux objets ou afin de préciser les caractéristiques orbitales des débris déjà enregistrés.

Les travaux de surveillance sont majoritairement accomplis par des systèmes radars ou par des télescopes optiques au sol, selon la région orbitale de l'espace visée, dont certains font partie du réseau de surveillance de l'espace ou SSN. En effet, l'intensité du signal reçu dans le cas de mesures optiques est inversement proportionnel au carré de l'altitude de l'objet visé, et à la puissance 4 de l'altitude dans le cas de mesures radars du

fait de leur obligation de fournir leur propre illumination. Cette remarque induit le fait que les systèmes radars sont plus efficaces pour la détection de débris spatiaux dans le régime LEO, tandis que pour des altitudes supérieures (typiquement les régions MEO et GEO) les télescopes optiques présentent de meilleures performances [36]. Au-delà des débris observables, ces moyens d'observation terrestres peuvent également apporter certaines informations quant à la population de particules de plus petite taille, notamment sur leur flux dans une région et à un instant donnés en déterminant le nombre d'objets croisant leur champ de vue [8].

Cependant, l'ensemble des technologies basées au sol font face au même problème : elles dépendent très fortement des conditions « environnementales » d'observation. Pour les systèmes radars, les signaux envoyés puis retournés doivent traverser l'atmosphère de manière à minimiser les pertes d'intensité de l'écho et la qualité des observations par télescopes optiques est liée aux conditions météorologiques, atmosphériques et d'éclairement. La majeure partie de ces limitations peut être surmontée en déplaçant le système au-delà des couches denses de l'atmosphère terrestre. Certaines missions spatiales ont été initiées dans cette optique (LDEF, EURECA) mais d'autres ont contribué à l'amélioration des connaissances concernant la population de débris spatiaux, de manière indirecte, en complément de leurs objectifs initiaux (IRAS, HST). L'analyse, à leur retour sur Terre, de surfaces ayant été exposées à l'environnement spatial sur une longue période permet d'obtenir des informations sur la population de débris dont le diamètre est inférieur au millimètre au sein de la région LEO [36]. Enfin, certaines indications sur les flux de particules sub-millimétriques peuvent être obtenues par le biais de détecteurs d'impacts dédiés récoltant les caractéristiques temporelle et énergétique relatives à chaque « micro-collision » détectée.

Les moyens d'observation, segments au sol ou systèmes en orbite, permettent de caractériser la population de débris spatiaux (qualifiés d'observables) actuelle et passée grâce à la mise en place d'historiques d'observations, de méthodes de détection, de suivi et de catalogage. Néanmoins, dans l'optique d'une meilleure appréhension du futur environnement spatial auquel devront faire face les nouvelles missions développées, d'autres technologies sont nécessaires en complément des moyens d'observation : les moyens de simulation. Ces derniers permettent, par exemple, l'étude de l'impact d'un événement de type fragmentation ou encore l'anticipation du flux de particules auquel sera potentiellement soumis un satellite en orbite. Ils sont également indispensables à l'estimation du flux de particules non-observables pouvant affecter le bon fonctionnement d'un système malgré leur petite taille.

Les moyens de simulation englobent plusieurs types de logiciels :

- les propagateurs d'orbites, qui modélisent les déplacements des objets autour de la Terre au cours du temps en prenant en compte les perturbations auxquelles ils sont soumis,
- les modèles de fragmentation, permettant la simulation d'explosions et collisions passées (d'après un historique) ou futures (suivant une loi de probabilité évaluant l'occurrence de tels événements),
- les modèles d'environnement de débris spatiaux, qui regroupent les deux précédents types d'outils et estiment l'évolution de l'ensemble de la population de débris spatiaux au cours du temps. Des modules supplémentaires, assurant la prise en compte des mesures de protection de l'environnement terrestre, sont généralement inclus dans la plupart de ces modèles.

1.3.1 Moyens d'observation

Radars

Parmi les systèmes radars, deux types de technologies peuvent être distingués [8, 36] :

- * L'antenne réflectrice, utilisée pour suivre un unique objet au cours de son passage dans le champ de vue de la station en maintenant un gain en réception maximal. Également désigné comme un capteur de poursuite, ce type de système possède en général un champ de vue plus restreint afin de mesurer l'état de l'objet (paramètres orbitaux, propriétés physiques) de manière plus précise. Le radar allemand *German Tracking and Imaging Radar* (TIRA) représente l'exemple typique de système fonctionnant avec des réflecteurs ; il peut détecter des objets d'environ 2 cm de diamètre à une altitude de 1 000 km.
- * Le réseau, correspondant au déploiement d'un grand nombre d'antennes (pouvant aller jusqu'à plusieurs milliers) disposées de manière à ne produire qu'un seul signal résultant de la superposition des signaux générés par l'ensemble des antennes élémentaires. Capables de détecter et de suivre un grand nombre d'objets en même temps, les radars en réseau sont les plus adaptés à contribuer de manière importante

à la surveillance de l'espace et ainsi, au catalogage des populations de débris spatiaux. Ces dispositifs peuvent également être appelés capteurs de veille car ils observent une large portion du ciel afin de traiter un maximum d'objets contrairement aux capteurs de poursuite.

Une utilisation combinée de ces deux types de capteurs est indispensable notamment lors du processus de décision de la réalisation d'une manœuvre anticollision. Dans ce cas, le mode de fonctionnement peut être appelé mixte ; la détermination d'orbite initiale est effectuée par le capteur de veille puis « transmise » au capteur de poursuite pour affinement de la trajectoire. Lorsque les données sont récoltées, le radar repasse alors en mode veille.

Au-delà des caractéristiques orbitales du débris spatial suivi, et si un historique des observations est conservé, les systèmes radars peuvent également fournir des informations sur sa forme, en étudiant les changements du signal de polarisation, ainsi que sur sa dynamique d'attitude.

L'un des systèmes les plus intéressants dans le cadre du réseau SSN est représenté par le réseau de radars situé à Lexington aux États-Unis dont les opérations sont gérées par le MIT. Il est composé du *Haystack Long-Range Imaging Radar* (LRIR ou *Haystack*), du *Haystack Auxiliary Radar* (HAX) ainsi que du radar *Millstone Hill*, tous mono-statiques, c'est-à-dire que leurs antennes émettrices et réceptrices possèdent la même ouverture. Capables de détecter des objets de 6 mm de diamètre, le LRIR a été utilisé pour identifier les orbites des gouttelettes de potassium de sodium rejetées dans l'espace lors de l'éjection des cœurs de réacteurs des RORSATs. Cela correspond à la détection d'objets de 5 cm de diamètre situés à une altitude de 900 km. Il existe également un second système radar très important sur le territoire des États-Unis, plus particulièrement en Californie, sur le site de Goldstone. Contrairement aux radars LRIR, HAX et Millstone Hill, le *Deep Space Network* (DSN) de Goldstone fonctionne sur un mode bi-statique et est en capacité de détecter des objets dès 2 mm de diamètre à des altitudes inférieures à 1 000 km. Les systèmes Haystack demeurent néanmoins supérieurs à celui de Goldstone en terme de détermination des sections des objets grâce à leur capacité à produire des mono-impulsions.



FIGURE 1.14 – Sites américains les plus importants dans le cadre de l'observation de débris spatiaux. À gauche : le réseau de radars DSN du site de Goldstone en Californie, capables de détecter des objets dès 2 mm de diamètre à une altitude inférieure à 1 000 km. À droite : l'Haystack (LRIR) et l'HAX sur le site de Lexington dans le Massachusetts, dont la capacité d'observation pour les débris spatiaux, en association avec le Millston Hill, est de 5 cm à une altitude de 900 km (© NASA).

La France possède également son propre système radar de veille spatiale nommé Grand Réseau Adapté à la Veille Spatiale (GRAVES), capable de détecter des objets dont le diamètre est de l'ordre du mètre à 1 000 km d'altitude [8, 14]. Conçu par l'Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales (ONERA) depuis le début des années 1990 et sous contrat avec la Direction Générale de l'Armement (DGA), ce radar est couplé à un système de traitement automatisé permettant la création et le maintien à jour d'un catalogue des paramètres orbitaux des objets détectés, notamment dans les régions d'intérêt pour la France. Le concept de GRAVES est basé sur celui d'un radar bi-statique, signifiant que le réseau d'antennes émettrices (situées près de Dijon, Figure 1.15 à gauche) est différent de celui des antennes réceptrices (situées à Apt, Figure 1.15 à droite), à balayage électronique et émission continue à très haute fréquence (*Very High Frequency* (VHF) : entre 30 MHz et 300 MHz). Ce dispositif permet le repérage d'un grand nombre d'objets de manière simultanée

lorsque ceux-ci traversent le volume de détection. Le système GRAVES (son prototype), livré à l'armée de l'Air en décembre 2005 est opérationnel depuis cette date et permet de maintenir à jour un catalogue d'objets représentant le quart du catalogue américain USSTRATCOM d'après le site internet de l'ONERA [37].



FIGURE 1.15 – Sites constituant le réseau de veille français GRAVES pour l'observation de débris spatiaux dont le diamètre est de l'ordre du mètre à une altitude de 1000 km. Le site d'émission est située à Dijon (à gauche) tandis que le site de réception est situé à Apt sur le Plateau d'Albion (à droite) (© ONERA).

Télescopes optiques

Les performances des télescopes optiques sont énormément dépendantes des conditions météorologiques, atmosphériques (humidité, densité de l'air et de l'atmosphère, cycle de la Lune ...) mais aussi de la pollution lumineuse induite par l'expansion de plus en plus importante des zones urbaines. Cependant, elles peuvent être améliorées en positionnant le système à haute altitude (la densité de l'air baisse d'environ 50% à 5 km d'altitude par rapport à celle calculée au niveau de la mer), dans un lieu relativement isolé. L'inconvénient majeur des télescopes optiques est que les observations ne peuvent être effectuées que de nuit, et sous réserve d'un éclairage suffisant de la cible par le Soleil, contrairement aux systèmes radars qui ont la possibilité d'opérer de jour comme de nuit, et donc sans conditions concernant l'éclairage de l'objet visé [8].

Deux types de télescopes optiques peuvent être distingués, appliquant deux principes différents :

- * Le principe de réfraction de la lumière via l'utilisation d'un dispositif de lentilles. Ces systèmes présentent une plus grande complexité, limitant leur diamètre d'ouverture à 1 m.
- * Le principe de réflexion de la lumière en utilisant des miroirs pour la collecter. Ces dispositifs permettent l'obtention d'un diamètre d'ouverture de l'ordre de la dizaine de mètres et sont par conséquent plus performants que les précédents en termes de distorsion et de résolution de l'image obtenue.

La maintenance du catalogue américain d'objets en orbite à de hautes altitudes (collecte et suivi) est assurée par deux systèmes appartenant au réseau SSN de surveillance de l'espace. Il s'agit du *Ground-based Electro-Optical Deep-Space Surveillance* (GEODSS), réseau de télescopes dispersés sur trois sites⁵ dont l'île de Maui, appartenant à l'archipel d'Hawaii, sur laquelle est installé le *Maui Optical Tracking and Identification Facility* (MOTIF, Figure 1.16 à droite).

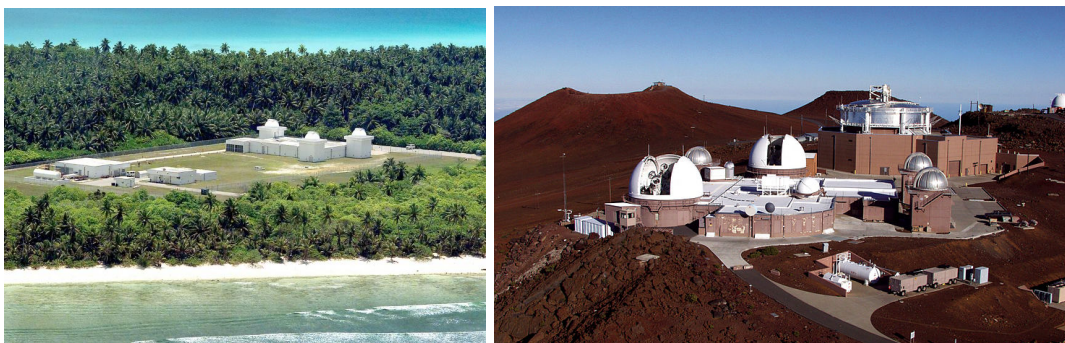


FIGURE 1.16 – Deux des trois sites du réseau de télescopes américain GEODSS : l'île de Diego Garcia dans l'archipel des Chagos (à gauche), l'île de Maui dans l'archipel d'Hawaii (à droite) (© U.S. Air Force).

5. Les trois sites de ce dispositif sont Socorro au Nouveau-Mexique, l'île de Diego Garcia dans l'archipel des Chagos (territoire britannique d'outre-mer) et l'île de Maui dans l'archipel d'Hawaii.

Piloté par l'Université du Michigan et la NASA depuis 2001 mais situé au *Cerro Tololo Inter-American Observatory* (CTIO) au Chili, le *Michigan Orbital DEbris Survey Telescope* (MODEST) permet l'observation d'une large portion de la région géostationnaire (de 25°O à 135° O, soit 110°) couvrant la majeure partie des créneaux réservés par et pour les États-Unis [8]. Depuis 2005, suite à la modernisation des instruments et logiciels associés, le dispositif MODEST est capable d'effectuer des opérations de suivi en complément des missions de surveillance de la région GEO [38].

Depuis 1999, l'ESA dispose également de son propre programme d'observation des débris spatiaux grâce au télescope optique installé à l'observatoire de Teide à Tenerife dans les îles Canaries. Initialement destiné à exercer le rôle de segment sol pour la réalisation du lien optique entre ARTEMIS⁶ et SPOT-4⁷, ce dispositif est utilisé au cours des temps d'observations restants pour la détection, l'identification et le suivi de débris spatiaux dans les régions LEO, GTO et GEO [39]. Le seuil de détection de l'*ESA Space Debris Telescope* (ESA SDT) est de l'ordre de la dizaine de centimètres pour l'orbite géostationnaire et il couvre environ 120° de cette région orbitale [8].

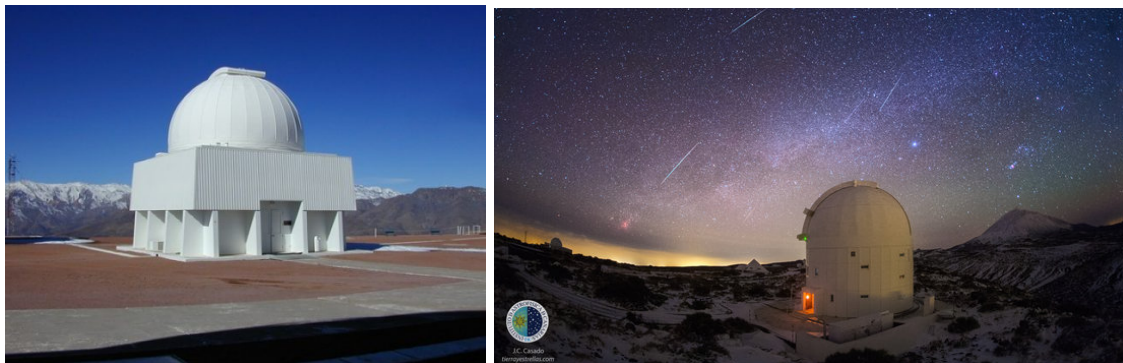


FIGURE 1.17 – Le dispositif MODEST installé au CTIO au Chili mais opéré par l'Université du Michigan et la NASA depuis 2001 pour l'observation de la région géostationnaire (à gauche, © University of Michigan) et le système de surveillance européen ESA SDT, piloté par l'ESA, en service depuis 1999 (à droite, © ESA).

Initialement utilisé pour la détection et l'observation de sursauts gamma, le réseau de Télescopes à Action Rapide pour les Objets Transitoires (TAROT) a été mis en place avec le soutien du Centre National de la Recherche Scientifique (CNRS), du CNES et de la commission européenne et permet le suivi de systèmes et potentiels débris spatiaux situés à haute altitude [40, 8].

Il consiste en quatre télescopes optiques situés à :

- * L'observatoire de Calern sur la Côte d'Azur en France métropolitaine. Il s'agit du premier télescope du réseau, existant depuis 1998 (pour l'étude des sursauts gamma) mais qui ne débuta ses activités autour de la thématique des débris spatiaux qu'en 2000.
- * L'observatoire de La Silla au Chili (depuis 2002).
- * L'*University of Western Australia* (depuis 2003)
- * L'observatoire des Makes sur l'île de la Réunion, dernier en date à avoir rejoint le réseau à la fin de l'année 2016.

6. *Advanced Relay and TEchnology MIssion Satellite* (ARTEMIS) est le premier satellite de communications relais de l'ESA lancé en juillet 2001.

7. Mis en orbite en 1998, le satellite SPOT-4 appartient à la seconde génération de satellites du programme SPOT du CNES pour l'observation de la Terre.

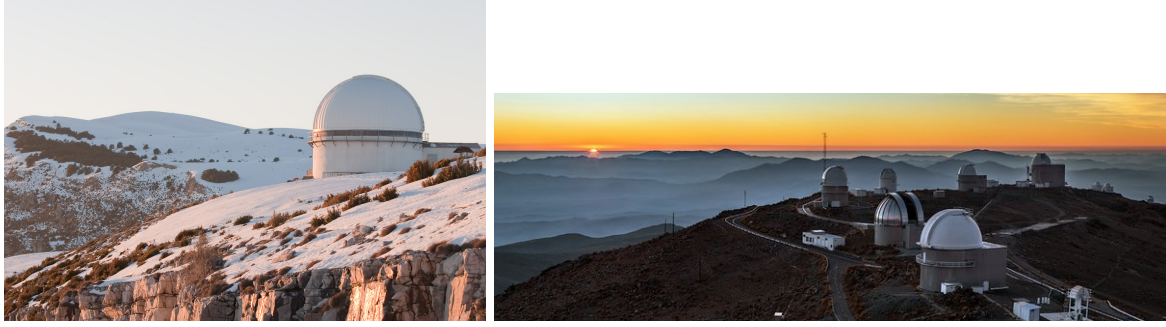


FIGURE 1.18 – Les deux premiers sites historiques du réseau TAROT : l’observatoire de Calern, plus spécifiquement le télescope de Schmidt, sur la Côte d’Azur en France métropolitaine (à gauche, © 2018 Astrophotographie) et l’observatoire de La Silla au Chili (à droite, © European Southern Observatory (ESO)/B. Tafreshi)).

Concernant l’orbite géostationnaire, la plupart des objets répertoriés dans les catalogues russe et américain font partie de la catégorie des charges utiles ou des étages supérieurs, opérationnels ou non. Cependant, certaines opérations de surveillance ont surligné la présence d’une population importante de débris spatiaux de petite taille non répertoriés dans cette région orbitale [39]. En effet, au moins deux explosions ont été observées au sein du régime GEO : le satellite russe Ekran en 1978 et un étage supérieur Titan en 1992 [36]. De plus, certains étages supérieurs sous surveillance sont supposés avoir également explosé car ils n’ont plus été détectés lors des missions d’observation. Au-delà de la région orbitale LEO, les enjeux concernant le futur des activités spatiales impliquent également l’amélioration des capacités d’observation du régime géostationnaire.

Mesures in-situ

Au cours de sa mission, tout système spatial, charge utile ou étage supérieur, est exposé aux flux de débris spatiaux et de météorites dont le diamètre est inférieur à 1 cm ; catégorie de particules la plus abondante [41]. De nos jours, les seules manières d’améliorer nos connaissances concernant ce type de débris, consistent en la mise en orbite d’un système qui sera récupéré après plusieurs mois ou années de mission pour effectuer des analyses, et en la réalisation de tests d’impacts hyper-véloces en laboratoire.

* Capteurs et senseurs

Notamment dans le but de déterminer les instants des impacts, la mise en place de capteurs ou senseurs sur les parois externes des satellites représente l’une des solutions possibles. Deux types de détecteurs peuvent être distingués [14] :

- ⊕ Les capteurs passifs, qui nécessitent la plupart du temps un apport d’énergie extérieure pour fonctionner comme une contrainte ou la chaleur. Une variation du phénomène physique étudié engendre alors une variation de l’impédance du capteur plus ou moins grande selon l’importance du phénomène.
- ⊕ Les capteurs actifs, qui transforment directement la contrainte leur étant appliquée en grandeur électrique aisément quantifiable.

Le principe des détecteurs actifs a été exploité notamment dans le cadre de la conception du *Geostationary Orbit Impact Detector* (GORID) par l’ESA qui fut placé en orbite géostationnaire en 1996 en tant que charge utile secondaire du satellite russe Ekspress-2 [8]. Il s’agit d’un détecteur fonctionnant sur le principe d’ionisation d’un milieu suite à un impact. Dès qu’une particule entre en contact avec la surface du capteur, cela engendre la création d’un plasma d’électrons et d’ions. De chaque signal peuvent être déduites la masse et la vitesse de chaque particule d’après des étalonnages réalisés au sol au préalable. Entre avril 1997 et juin 2002, le nombre moyen d’impacts détectés par jour par GORID était de 2.4 mais le nombre maximal atteint était de 50, pouvant suggérer le passage à l’intérieur d’un nuage de particules générées par des moteurs à propulsion solide. Les informations fournies par ce type de dispositif sont d’une importance capitale dans le cadre de cette thèse, dont l’un des objectifs est de décrire de manière statistique les répartitions de débris de petite taille, notamment dans le cas d’une fragmentation en orbite. De ce fait, disposer d’une approximation des principales caractéristiques (tant dynamiques que de forme) de ce type de particules permet de préciser le risque encouru en orbite par les systèmes opérationnels lors

de l'occurrence d'un tel événement.

Le premier *DEBris In-orbit Evaluator* (DEBIE-1) développé par l'ESA est un autre capteur de flux, lancé en octobre 2001 avec le satellite PROBA-1 dans la région LEO, fonctionnant sur le même principe que GORID mais d'autres types de capteurs présentant des coûts de production et d'exploitation moindres ont été étudiés. C'est le cas par exemple des détecteurs basés sur la technologie des semi-conducteurs (*Metal Oxide Semiconductor* ou MOS) développés par le CNES et l'ONERA. Le principe est de mesurer la décharge d'une capacité lors de l'impact d'une micro-particule afin d'estimer en temps réel le flux ainsi que l'énergie déployée par comparaison avec les tests de calibration réalisés au sol. Tant que l'impact n'induit pas de court-circuit, le MOS peut être rechargé et peut poursuivre sa surveillance [14].

L'installation de tels dispositifs à de hautes altitudes, comme en GEO, ou sur des orbites situées au-delà de 800 km d'altitude (région densément peuplée au sein du régime LEO) permettent d'acquérir des informations supplémentaires concernant l'environnement de débris spatiaux de petite taille ne pouvant pas être fournies par le procédé de récupération de surfaces. En effet, ce type de mission est limité à des altitudes autour de 600 km pour des raisons de coûts. D'autre part, ces types de technologies permettent l'obtention des temps d'impacts, et donc une meilleure corrélation avec la position du satellite sur son orbite, une donnée qu'il n'est pas possible de déterminer à partir des missions impliquant l'analyse a posteriori de surfaces récupérées. Néanmoins, l'une des expériences à bord d'EURECA (détails au point suivant) avait été pensée dans le but de retrouver cette information temporelle. Il s'agit du dispositif *TIme-band Capture Cell Experiment* (TICCE) qui consistait à exposer une partie différente d'une surface à intervalles de temps réguliers (50 instants au total) [8].

* Retour de systèmes sur Terre - Missions dédiées

L'une des problématiques majeures lors de l'analyse des surfaces retournées sur Terre est de différencier l'origine des impacts, à savoir s'ils proviennent de débris spatiaux ou de micro-météorites. L'analyse chimique permet d'obtenir de premières informations dans le but d'effectuer une première distinction mais elle est limitée par le fait que peu de matière subsiste sur les surfaces étant donné l'importance des vitesses des impacteurs. Cela implique que, dans la plupart des cas, l'origine de la particule n'est pas déterminée de manière unique [36]. D'autre part, afin d'être en mesure de corréler la trace laissée par la particule sur la surface avec sa taille en créant des étalons, des tests d'impacts hyper-véloces sont conduits au sol pour différents types de matériaux.

La mission *Long-Duration Exposure Facility* (LDEF) représente l'une des plus importantes sources d'informations concernant l'environnement spatial sub-centimétrique, et par conséquent sub-millimétrique, de la Terre. Mis en orbite en avril 1984 à 475 km d'altitude, ce satellite artificiel de forme cylindrique conçu par la NASA fut récupéré en janvier 1990 par la navette américaine alors qu'il avait atteint les 334 km d'altitude. Équipé de 57 expériences différentes, le satellite exposa donc ses 130 m² de surface au vide spatial pendant une durée de 5.7 ans. À son retour sur Terre, et suite aux nombreuses analyses, pas moins de 30 000 cratères visibles à l'œil nu furent dénombrés (dont 5 000 dont le diamètre était supérieur à 0.5 mm), le plus imposant atteignant un diamètre de 5 mm ayant probablement été causé par une particule d'un millimètre [8, 36].



FIGURE 1.19 – Système spatial placé sur une orbite à 475 km d’altitude dans le cadre de la mission LDEF développée par la NASA (© NASA).

Mis en orbite en juillet 1992 et récupéré en juin 1993, le *EUropean REtrievable CArrier* (EURECA) développé par l’ESA est une plateforme de recherche conçue pour l’étude de l’environnement spatial en orbite basse [36]. Injecté sur une orbite à environ 500 km d’altitude, EURECA exposa ses 140 m² de surface au vide spatial durant 324 jours soit environ 11 mois [41]. Suite à la réalisation des analyses post-mission, près de 2 000 impacts furent dénombrés uniquement sur les panneaux solaires, éléments les plus fragiles du cargo spatial. Le corps principal de l’EURECA était quant à lui protégé par plusieurs couches d’isolant thermique (21 au total), mais plusieurs particules sont tout de même parvenues à pénétrer jusqu’à plus de 10 de ces couches protectrices [8]. D’autre part, des analyses plus détaillées des cellules photovoltaïques des panneaux solaires ont montré que l’étendue des dommages causés par les particules impactantes (cratère ou pénétration complète ainsi que fissures du matériau en périphérie) pouvait correspondre à 10 à 20 fois le diamètre de l’impacteur. Dans le cas de l’EURECA, le plus important cratère présentait un diamètre de 6.4 mm et a été découvert sur une surface métallique possédant la capacité de s’étirer sans se rompre.

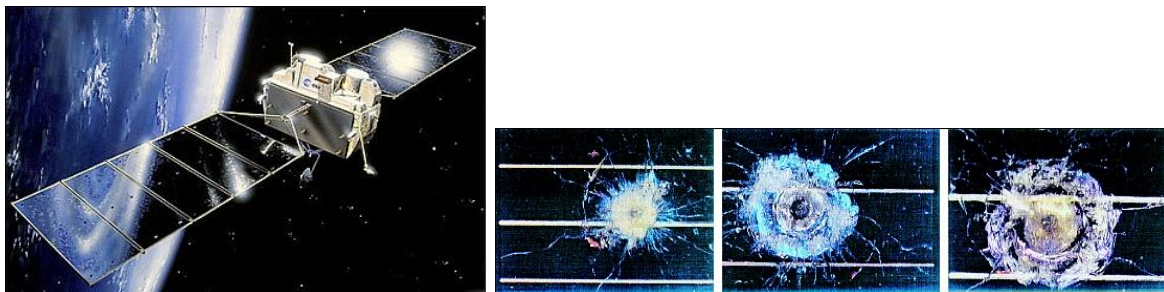


FIGURE 1.20 – Vue d’artiste du cargo spatial européen EURECA mis en orbite en juillet 1992 à 500 km d’altitude dans le cadre du programme d’étude de l’environnement spatial de l’ESA (à gauche) / Impacts relevés sur les panneaux solaires de l’EURECA après son retour sur Terre en juin 1993 (à droite). Les lignes horizontales sont espacées de 1.25 mm (© ESA).

* Retour de surfaces sur Terre - Applications secondaires de missions

L’un des dispositifs les plus connus ayant fourni d’importantes données sur l’environnement de débris spatiaux en marge de sa mission principale est le télescope spatial Hubble ou *Hubble Space Telescope* (HST). Placé sur une orbite de 610 km d’altitude moyenne en avril 1990, le HST possède des performances bien supérieures aux télescopes terrestres puisqu’il s’affranchit des contraintes dues à l’atmosphère terrestre. Il est d’ailleurs à l’origine de découvertes majeures dans le domaine de l’astronomie mais a également permis l’amélioration des connaissances relatives aux caractéristiques de la population de débris spatiaux de petite taille au sein du régime des orbites basses. En effet, les panneaux solaires du télescope spatial devaient être remplacés périodiquement à cause de la dégradation des cellules photovoltaïques soumises au vide spatial ; deux missions de remplacement eurent donc lieu en décembre 1993 puis en mars 2002 [8].

Au cours de ces missions, trois des quatre panneaux solaires remplacés⁸ purent être ramenés au sol dans le but d'effectuer le même type d'analyses que celles conduites pour les missions LDEF et EURECA. Sur le panneau solaire récupéré en 1993, environ 3 600 impacts furent répertoriés dont 148 correspondaient à une pénétration totale de la structure, engendrant des perforations de 2 à 3 mm de diamètre [42]. L'impact le plus important présentait un diamètre de 6 à 7 mm (similaire à celui relevé lors de l'étude de l'EURECA) et les opérations de maintenance en orbite ont révélé une perforation d'environ 2 cm de diamètre sur l'une des antennes d'émission du HST. Quant au flux de particules, déduit des cratères relevés sur la face avant du panneau solaire, il était de l'ordre de $1.5 \times 10^{-6} \text{ m}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ [43]. D'autre part, concernant le flux de particules dont le diamètre est supérieur à 1 mm, il est intéressant de noter que celui-ci est 2 à 8 fois plus important, d'après les analyses, pour le HST que pour le cargo européen EURECA. Cela indique que ce flux augmente avec l'altitude puisque l'EURECA était situé une centaine de kilomètres plus bas que le télescope Hubble. Les deux panneaux solaires récupérés en mars 2002 ont été exposés au vide spatial pendant plus de 8 ans. Les analyses conduites ont montré que les diamètres des impacts étaient compris entre 100 μm et 6 mm et 174 perforations complètes ont également été révélées. Ces données sont proches de celles relevées sur le panneau récupéré en 1993 relativement au temps passé en orbite. D'autre part, le flux de particules estimé était de $1.5 \times 10^{-7} \text{ m}^{-2} \text{ s}^{-1}$, ce qui correspondait à celui déterminé grâce au précédent panneau solaire lorsque seuls les fragments d'un diamètre supérieur ou égal à 0.1 mm n'étaient considérés [44].

Les études réalisées sur les panneaux solaires du HST ont permis un gain important d'informations sur les populations de débris spatiaux et de météorites dans l'espace mais il ne s'agit pas de la seule mission ayant contribué à l'amélioration de nos connaissances dans ce domaine. L'*Infra-Red Astronomical Satellite* (IRAS) fut placé sur une orbite héliosynchrone à altitude moyenne de 900 km en janvier 1983. Sa mission principale était la réalisation d'un scan de la sphère céleste en infrarouge sur une durée de 10 mois, mais il continua de fonctionner pendant 10 années supplémentaires. Au terme de ces 10 années, environ 200 000 traces d'objets non-célestes avaient été relevées dont 2 735 correspondaient à des débris spatiaux d'un diamètre compris entre 0.5 mm et 10 cm⁹ [8]. La plupart des particules furent détectées entre 920 km et 1 000 km d'altitude, l'une des régions les plus densément peuplées au sein du régime LEO. Une quantité d'autres structures ont permis de renforcer la représentation de l'environnement terrestre, notamment pour les populations de particules de petites tailles dont :

- ✚ Les navettes américaines, faisant partie des plus imposants dispositifs ayant effectué des allers-retours entre Terre et espace. Au cours du mois de novembre 1995, 59 hublots durent être remplacés à cause des nombreux impacts relevés (237 au total) [8] et le plus gros cratère, possédant un diamètre de 17 mm, fut observé sur la porte de la navette.
- ✚ La station Mir, assemblée en orbite à partir de 1986 puis désorbitée en 2001, fut équipée d'un dispositif de collection de débris spatiaux en mars 1996 qui fut récupéré 18 mois plus tard. L'objectif était de capturer puis de restituer des résidus analysables de particules naturelles et artificielles présentes dans la région des orbites basses afin d'en déterminer leurs compositions et origines possibles [45]. L'un des panneaux solaires de la station fut également récupéré en janvier 1998 pour analyses après avoir été exposé durant 10 années au vide spatial (voir [46] et [47]).
- ✚ Le système japonais *Space Flyer Unit* (SFU), placé sur une orbite héliosynchrone à environ 480 km d'altitude en mars 1995 puis récupéré en janvier 1996 après 10 mois d'une mission destinée à des expériences de microgravité et de récupération et réutilisation de dispositifs exposés à l'espace. Lors de son retour sur Terre, il fit l'objet d'analyses poussées visant à déterminer le flux de particules auquel il fut exposé, le type de cratères engendrés ainsi que les possibles origines des impacteurs [48, 49].
- ✚ La Station Spatiale Internationale, qui fut équipée fin 2017 d'un nouveau dispositif de détection de débris spatiaux le *Space Debris Sensor* (SDS) dans le but de caractériser la densité, la taille, la vitesse ainsi que la direction des petites particules venant impacter le détecteur [50, 51].

Les données récoltées par le biais des dispositifs au sol (radars, télescopes optiques) comme celles recueillies grâce aux structures en orbite doivent être soigneusement transposées en quantités usuelles (comme la taille) avant d'être intégrées aux modèles d'environnement de débris spatiaux puis dérivées pour les futures prédictions.

8. En 1993, le second panneau solaire, déformé, ne put être chargé dans la soute de la navette américaine et fut laissé en orbite. Sa rentrée atmosphérique eut lieu cinq ans plus tard en octobre 1998 [8].

9. Extractions réalisées par le *Space Research Organization of the Netherlands* (SRON).

Ces études portant sur la population d'objets de petite taille (dont le diamètre est compris entre 1 cm et 10 cm) sont cruciales notamment pour la poursuite de la présence humaine dans l'espace en toute sécurité. En effet, l'ISS par exemple ne peut supporter, sans gros dommages causés au blindage, que des impacts de particules dont la taille est inférieure à 1 cm, celles dont le diamètre est supérieur ou égal à 10 cm étant évitées par la réalisation de manœuvres anticollisions [8].

1.3.2 Moyens de simulation

Les modèles de débris spatiaux permettent de fournir une description mathématique de la distribution présente et à venir des objets dans l'espace ainsi que de leurs propriétés physiques comme leur taille ou leur masse [36]. Au-delà de l'évolution de la population de débris spatiaux, ces modèles jouent un rôle de prédiction tant dans le cadre des campagnes d'observation au sol (prédiction du taux de détection) que dans celui de la réalisation des manœuvres anticollisions par le biais d'alertes mises en place en cas de rapprochement dangereux entre un débris spatial et un satellite opérationnel. À titre d'exemple, l'ISS a réalisé 21 manœuvres anticollisions entre 1999 et 2014, les deux-tiers ayant dû être effectuées après 2007 soit après les événements associés à Fengyun-1C et Cosmos-2251/Iridium33 [52]. Par ailleurs, les moyens de simulation permettent la détermination des risques, tant au sol (rentrées atmosphériques) qu'en orbite (collisions) ainsi que l'évaluation de l'efficacité des mesures mises en place par les différentes agences spatiales dans le but d'endiguer l'accroissement de la population de débris spatiaux (voir Section 1.4).

Pour être qualifiés de modèles d'environnement de débris spatiaux, les moyens de simulations doivent prendre en compte plusieurs éléments, influant sur la population de débris spatiaux en orbite [36]. Ces éléments peuvent contribuer de deux manières à l'évolution de cette population :

- * Soit à son augmentation ; dans ce cas ils sont considérés comme des sources. Cela comprend les lancements pour les charges utiles, les étages supérieurs et les débris opérationnels, ainsi que l'ensemble des sources présentées dans la Section 1.2.
- * Soit à sa diminution ; ils comprennent alors notamment les phénomènes de rentrée atmosphérique dus aux forces de traînée, les désorbitations ou encore les mécanismes de retrait actif de débris (*Active Debris Removal* (ADR)).

Les fragmentations font partie des deux types de paramètres car elles entraînent dans le même temps la disparition d'un objet et la création de centaines voire milliers d'autres d'une taille moins importante que celle du corps parent.

Différents types de données doivent également être pris en compte lors de la construction ainsi que de la mise à jour des modèles en fonction de la catégorie de débris spatiaux [36]. Pour ceux dont le diamètre est supérieur à 10 cm, les modèles doivent se baser sur les catalogues d'objets publics comprenant un historique des lancements de corps artificiels en orbite (et de leurs caractéristiques lorsqu'elles sont connues), ainsi que la liste des fragmentations étant survenues en orbite. Les données disponibles grâce aux catalogues sont complétées par des statistiques tirées des observations réalisées au sol. Les campagnes d'observation effectuées pour le régime des orbites basses permettent également la caractérisation statistique de la population de fragments dont le diamètre est de l'ordre du centimètre. Quant aux particules dont la taille est de l'ordre du millimètre ou inférieur, leur distribution ne peut être inférée que statistiquement par le biais des missions de récupération de surfaces et de l'étude des impacts sur les détecteurs en orbite. Les connaissances concernant la population de petits débris spatiaux peuvent être complétées grâce à la réalisation de tests d'impacts hypervéloces et de simulations de fragmentations en laboratoire.

Au-delà des difficultés d'obtention de données fiables permettant la validation des modèles, un certain nombre d'hypothèses doivent être formulées afin d'estimer le futur environnement terrestre. Les deux principales hypothèses pouvant influencer de manière importante sur les résultats sont celles relatives au taux de lancement annuel ainsi qu'à l'application des mesures visant à réduire les risques en orbite.

Lorsque les données d'environnement initiales sont enregistrées, elles doivent être propagées dans le temps par le biais de propagateurs d'orbites prenant en compte les perturbations ou forces induites sur les objets en orbite. Cela comprend notamment le potentiel terrestre, et en particulier l'aplatissement dynamique, dû à la non-sphéricité de la Terre, la pression de radiation solaire (SRP) dont l'intensité augmente avec l'altitude, les perturbations luni-solaires et le freinage atmosphérique pour les objets en orbite basse. Les principales incohérences entre les modèles et les données sont dues à cette dernière perturbation, et plus particulièrement au

modèle d'atmosphère utilisé pour décrire l'évolution de la densité atmosphérique en fonction de l'altitude. En effet, l'influence de l'atmosphère résiduelle est prépondérante pour des altitudes inférieures à 600 km et résulte directement en une dissipation d'énergie menant à une réduction de la période orbitale et donc de l'altitude. Une modélisation fiable des différentes couches de densité de l'atmosphère terrestre est donc cruciale dans le cadre de l'étude de l'évolution de l'environnement de débris spatiaux, mais également pour l'évaluation des risques sur Terre lors de retombées d'objets.

Enfin, étant donné que les modèles d'environnement de débris spatiaux sont tenus de prendre en compte non seulement les explosions et collisions connues mais aussi de déterminer les conséquences d'événements de ce type dans le futur, l'insertion d'un modèle de fragmentation devient indispensable. Cependant, ces modèles étant basés sur des lois de distributions statistiques du fait des difficultés liées à la réalisation d'une simulation de collision en orbite, ils introduisent également un certain degré d'incertitude (voir Chapitre 2).

Modèles d'environnement de débris spatiaux

* *Meteoroid And Space debris Terrestrial Environment Reference* (MASTER)

L'outil de référence de l'ESA dans le domaine de la simulation de l'environnement de débris spatiaux est le modèle semi-déterministe MASTER développé par l'Université Technique de Braunschweig sous contrat avec l'ESA [36]. L'objectif principal de MASTER est de fournir une description réaliste de l'ensemble de l'environnement de particules présentes autour de la Terre, naturelles (météorites) ou non (débris spatiaux) [9]. Cela passe par la réalisation d'estimations du flux d'objets, dont la taille est supérieure à 1 μm , sur des orbites particulières choisies par l'utilisateur de la région LEO au régime GEO.

L'approche développée dans le modèle MASTER est basée sur la modélisation d'une population jusqu'à une date de référence (1^{er} Mai 2009 pour la dernière version MASTER-2009) en incluant les événements et sources de débris spatiaux passés (de la fréquence de lancements aux sources présentées dans la Section 1.2). Cela comprend également le modèle d'environnement naturel de météorites de Divine-Staubach [53] ainsi que ceux implémentés par Cour-Palais [54] ainsi que Jenniskens [55] et McBride [56] permettant la modélisation des flux et distributions de vitesses de ce type d'objet. Pour les systèmes artificiels, chacune des fragmentations historiques (234 au total) a fait l'objet d'une calibration du modèle de fragmentation par rapport au catalogue de TLE dans le but d'obtenir une représentation plus fidèle de la population historique [9]. Cette partie du modèle est gérée par un outil appelé POEM [57].

L'outil DELTA quant à lui est responsable de l'estimation de l'évolution de la population de débris spatiaux jusqu'à l'année 2060 pour des tailles comprises entre 1 μm et 10 m et selon trois scénarios différents. Le premier est usuellement nommé *Business-As-Usual* (BAU) et ne prend en compte aucune mesure de protection de l'environnement terrestre contrairement aux deux autres pour lesquels DELTA doit considérer la possibilité de retrait actif de débris mais aussi les mesures présentées dans la Section 1.4 [58]. Dans les trois scénarios les constellations de satellites sont également prises en compte, notamment en considérant la nécessité de remplacement des charges utiles au cours des années en fonction de leurs durées de vie.

Finalement, la prédiction de la densité spatiale est réalisée par une méthode précise de discrétisation volumique en enregistrant toutes les informations concernant les sources de particules contribuant à son évolution.

* *Modelling the Evolution of Debris in the Earth's Environment* (MEDEE)

Dans le but d'obtenir une meilleure vision à propos du futur des activités humaines dans l'espace, le CNES a commencé à développer depuis Mai 2012 l'outil MEDEE dans lequel sont implémentés le propagateur d'orbites semi-analytique STELA (voir Section **Propagateurs d'orbites**), plus adapté aux études sur le long terme (typiquement 100 ans) qu'un propagateur numérique, ainsi que le modèle de fragmentation de la NASA (voir Section **Modèles de fragmentation**) [59]. Chaque bloc permettant la paramétrisation d'une simulation (modèle de force pour le propagateur, considération de mesures de protection de l'environnement, fréquence de lancements par an, fréquence d'enregistrement des fichiers de paramètres orbitaux, ...) peut être modifié directement par l'utilisateur. Cela rend le modèle extrêmement flexible et permet un suivi personnalisé (paramètres orbitaux, densité spatiale, risque de collision, ...) en fonction des objectifs de l'étude menée et pour toutes les régions de l'espace. À titre d'exemple, la population initiale peut être soit fournie par l'utilisateur comme donnée d'entrée du modèle, soit être le

résultat de la combinaison de plusieurs sources externes.

Au-delà de la prise en compte et de l'évaluation des mesures de protection de l'environnement spatial (dont le retrait actif d'objets), deux modèles dédiés aux opérations de fin de vie des satellites ont été implémentés. Le premier, traitant les opérations de désorbitation, permet de simuler des rentrées atmosphériques et donc d'éliminer naturellement certains objets de la population tandis que le second concerne les opérations de ré-orbitation (notamment au sein de la région GEO) visant à déplacer des charges utiles vers des régions moins peuplées pour diminuer le risque de collision avec d'autres systèmes. Dans les deux cas, le taux de succès de ces opérations est pris en compte, engendrant par conséquent une probabilité d'échec lors de ces processus.

Les informations fournies en sortie de simulation portent sur l'état ainsi que les caractéristiques de la population de débris spatiaux autour la Terre à chaque instant défini par l'utilisateur (paramètres orbitaux, masse, type d'objet, ...) mais un historique de chaque événement étant survenu entre chaque instant est également disponible. Celui-ci comprend les nouveaux objets lancés ainsi que ceux étant retombés sur Terre (en distinguant les rentrées naturelles de celles planifiées associées aux mesures de protection de l'environnement), mais aussi les systèmes ayant explosé et ceux étant entrés en collision (catastrophique ou non) en détaillant la région de l'événement et les fragments qu'il a générés. Enfin, MEDEE permet l'obtention des probabilités de collision entre deux objets situés non loin l'un de l'autre dans la même région de l'espace (ainsi que les caractéristiques de chacun d'eux) qui sont calculées par le biais de l'algorithme CUBE développé par la NASA.

* *Orbital debris evolutionary model (EVOLVE)*

Depuis la fin des années 1980, la NASA (Johnson Space Center (JSC)) a commencé à développer un outil permettant de prédire l'évolution de l'environnement de débris spatiaux et de réaliser des études de stabilité au sein du régime LEO sur les court et long termes [36]. Il s'agit d'un modèle semi-déterministe, dans lequel chaque objet est décrit individuellement, et dont le fonctionnement peut être séparé en deux parties comme ce fut le cas pour MASTER quelques années plus tard. Tout d'abord, un historique des lancements et événements de type collision ou explosion est effectué depuis 1957 puis les objets recensés sont propagés jusqu'à l'année 1999 en effectuant des comparaisons avec les données mesurées (sur Terre ou en orbite) disponibles afin de se rapprocher le plus possible de la population réelle [60]. Ce n'est qu'une fois les données initiales correctement modélisées que des hypothèses sont formulées concernant la future fréquence de lancements par an et l'activité solaire et que les caractéristiques futures de l'environnement en orbite basse sont estimées par des méthodes de Monte Carlo. La partie relative à la génération de nuages de débris par explosion ou collision et quant à elle supportée par le modèle de fragmentation de la NASA, développé en premier lieu afin d'être implémenté dans ce modèle d'environnement de débris spatiaux.

EVOLVE représente l'un des tout premiers modèles implémentés dans ce but et ne prend en compte qu'une dimension d'évolution - l'altitude - signifiant que la région de l'espace affectée par une explosion ou une collision n'est identifiable qu'en fonction de la « couche d'altitude » dans laquelle elle a eu lieu entre 200 km et 2 000 km [8, 61]. Malgré cet aspect unidimensionnel, les améliorations apportées au cours des années ont notamment permis la prise en compte des mesures de protection de l'environnement et EVOLVE fut le modèle utilisé par la NASA lors de la rédaction du document¹⁰ de référence et de l'évaluation de ces mesures sur la région LEO [62, 63]. La plupart des évolutions de cet outil ont été réalisées grâce à l'existence de nouvelles données issues des observations, notamment pour la calibration du modèle de fragmentation, ainsi que de données déduites de tests au sol. Elles permettent une description plus fidèle des ratios surface sur masse, pour toutes les tailles de particules, et de la distribution des incréments de vitesse [61]. Le reste des améliorations a porté sur la propagation des orbites avec la prise en compte notamment des effets d'ombre lors de l'application de la pression de radiation solaire, un modèle d'atmosphère rotative ou encore en précisant les effets de la Lune et du Soleil sur les orbites des débris spatiaux.

Cependant, bien que certaines versions particulières du modèle permettent la réalisation d'études autour de la région GEO ainsi que dans les zones de déploiement de certaines constellations de satellites en MEO, la NASA tend à le remplacer par un autre outil implémenté en trois dimensions et utilisable pour toutes les régions de l'espace : LEGEND [8].

10. *NASA Safety Standard mitigation measures / NASA Safety Standard 1740.14* [62]

* *LEO-to-GEO Environment Debris model (LEGEND)*

Développé depuis le début des années 2000, LEGEND est actuellement le modèle de référence de la NASA pour la réalisation d'études portant sur l'évolution de l'environnement de débris spatiaux sur le long terme, remplaçant ainsi la dernière version d'EVOLVE (EVOLVE 4.0) [61]. Les deux limitations majeures d'EVOLVE ayant motivé l'implémentation d'un nouvel outil portent sur la nécessité de la considération de l'ensemble des régions de l'espace faisant l'objet d'activités humaines, mais aussi sur le besoin d'une description en trois dimensions de la densité spatiale d'objets et de son évolution [63]. C'est suite à ces observations que le modèle LEGEND est né, un outil tridimensionnel (altitude, latitude, longitude) couvrant les régions comprises entre 200 et 40 000 km d'altitude et donc les trois régimes d'intérêt : LEO (entre 200 et 2 000 km), MEO (entre 2 000 et 34 000 km) et GEO (entre 34 000 et 38 000 km)¹¹.

De manière générale, la logique de fonctionnement de LEGEND correspond à celle d'autres modèles d'environnement de débris spatiaux, à savoir que les mécanismes de génération d'objets, comme les fragmentations ou lancements, ajoutent des débris à la population, tandis que les processus de disparition, comme les rentrées atmosphériques, en suppriment. La partie en charge de la reproduction historique de l'environnement d'objets en orbite autour de la Terre est assurée entre 1957 et 2001 via l'utilisation de la base de données des lancements *DBS-database* mise à jour, de deux propagateurs d'orbites tridimensionnels distincts pour les régions LEO/MEO et GEO (respectivement PROP3D et GEO-PROP) ainsi que du modèle de fragmentation de la NASA pour reproduire les événements de type explosion/collision. Quelques modifications ont été apportées au modèle de fragmentation dans le but de fournir une population initiale de qualité en fonction des données disponibles grâce au SSN. Ainsi, chaque événement historique a été calibré individuellement afin d'obtenir un nombre de fragments et une distribution de ratios A/m en correspondance avec les données SSN. La future population de débris spatiaux est ensuite estimée en posant les hypothèses usuelles sur la fréquence de lancements, le flux solaire et le taux de création de nuages de débris dus à des explosions ou collisions en orbite. Dans le cas d'une collision entre deux objets de grande taille, LEGEND est également capable de générer deux nuages de débris distincts, chacun associé à son corps parent.

Finalement, les informations disponibles en fin de simulation comprennent les principales caractéristiques de la population de débris spatiaux, comme les distributions de densité spatiale, de vitesse et de taille ainsi que les particularités de chaque objet (paramètres orbitaux, altitude/latitude/longitude, taille, masse, type, ...).

* *Orbital Debris Engineering Model (ORDEM)*

Le début des années 1980 fut marqué par l'initiation du programme ORDEM par la NASA (JSC), en parallèle du lancement du projet de construction de la Station Spatiale Internationale, et donc en association avec les équipes de ce projet [64]. L'objectif initial était de dispenser des informations sur l'influence de l'augmentation de la population de débris spatiaux afin de servir de support aux équipes responsables de la planification de missions, habitées (surtout au début des années 1990) ou non, ainsi qu'aux équipes de recherche [57]. Aujourd'hui, il s'agit de l'*Orbital Debris Program Office (ODPO)* qui est responsable de la maintenance et de la tenue à jour de ce modèle semi-empirique basé sur les résultats d'expériences réalisées au sol et en orbite [36] et dont la gamme d'altitudes est comprise entre 100 km et 40 000 km. La dernière version d'ORDEM (ORDEM 3.0) permet à l'utilisateur de déterminer l'orientation du flux de débris par rapport au système spatial testé ainsi que le risque de pénétration de particules au sein de ce système et donc le risque de l'endommager. En fonction des résultats obtenus, la conception d'un satellite peut être revue dans le but de maximiser le taux de réussite de la mission. L'échelle des dégâts pouvant être infligés à un système dépend notamment de la densité de l'impacteur pour les fragments dont la taille est inférieure à 10 cm ; plus la densité est élevée, plus la probabilité d'importantes dégradations l'est également. Les matériaux modélisés, toujours pour les débris de diamètre inférieur à 10 cm, sont ainsi séparés en trois catégories différentes : faible densité (ex. : plastique), densité moyenne (ex. : aluminium, peinture) et forte densité (ex. : acier, cuivre).

Les données de plusieurs systèmes sont utilisées par l'ODPO afin d'augmenter la précision des prédictions du modèle. Tout d'abord, les dispositifs faisant partie du SSN comme les systèmes radars Haystack,

11. Une quatrième région est également considérée, appelée « super GEO », qui traite les objets situés au-delà de 38 000 km d'altitude [63].

HAX et le réseau de Goldstone fournissent des informations sur les flux de débris en orbite basse dont le diamètre est supérieur à 5.5 mm et 3 cm pour les deux premiers et compris entre 3 mm et 8 mm pour le dernier. De plus, le télescope optique MODEST permet l'inclusion d'une estimation du flux de débris de taille supérieure à 30 cm en orbite géostationnaire [64]. Enfin, pour les particules dont le diamètre s'étend de l'ordre d'une dizaine de micromètres à celui du millimètre, certaines informations sont dispensées par le groupe *HyperVelocity Impact Technology* (HVIT) et le laboratoire *Scanning Electron Microscope* (SEM) qui réalisent des tests d'impacts hypervéloces au sol, ainsi que l'étude des surfaces retournées sur Terre après une exposition prolongée au vide spatial. L'ensemble de ces études passe par la caractérisation, tant physique que chimique, des impacteurs et permet donc l'amélioration des modèles de densité de matériaux implémentés dans ORDEM. Le flux de débris dont la taille est comprise entre 1 mm et 3 mm est quant à lui déterminé par interpolation étant donné le peu d'informations disponibles pour cette gamme de diamètres.

* *Engineering Space Debris Prediction and Analysis model* (SDPA-E)

Développé par l'agence spatiale russe (*Russian Space Agency* ou RSA) et plus particulièrement par son *Center Programme Studies*, SDPA-E représente la version ingénierie, adressée aux concepteurs de missions, de SDPA, modèle d'environnement semi-analytique et probabiliste permettant d'effectuer des études à court et long termes sur la population de débris spatiaux au sein des régions LEO, MEO et GEO [8, 65]. SDPA utilise une approche statistique pour prédire la distribution des densités spatiales de débris dont le diamètre est supérieur à 1 mm, ainsi que certaines de leurs caractéristiques propres (taille, direction et valeur du vecteur vitesse, ...) en prenant en compte les lancements et rentrées atmosphériques historiques. Ce modèle sert de paramètre d'entrée à SDPA-E en établissant les bases de données relatives à l'environnement de débris spatiaux (accessibles à l'utilisateur) au sein duquel les futurs systèmes devront évoluer [66].

Les sorties dispensées par cet outil sont issues de trois sortes de fonctions selon les besoins de l'utilisateur. En effet, il est possible d'obtenir par le biais de SDPA-E (i) la distribution des densités spatiales de débris, (ii) le flux moyen de fragments sur une orbite cible (présent et futur) et (iii) les orientations et valeurs des vecteurs vitesse des impacteurs en cas de collision.

* *Space Debris Mitigation* (SDM)

Sous contrat avec l'ASI et l'ESA, le modèle SDM a été développé par l'*Istituto di Scienza e Tecnologia dell'Informazione - Consiglio Nazionale delle Ricerche* (ISTI-CNR, précédemment nommé *Centro Nazionale Universitario di Calcolo Elettronico* (CNUCE)) au début des années 1990 [8, 67]. Cet outil permet d'étudier l'évolution sur les court et long termes de la population de débris spatiaux autour de la Terre au sein de l'ensemble des régions d'intérêt (LEO, MEO et GEO). Implémenté dans le but d'évaluer l'impact des mesures de protection sur l'environnement de débris, SDM prend en compte les mécanismes de génération de débris usuels, sources historiques comprises, ainsi que les mécanismes de retrait de systèmes ou particules actif (ADR, la taille étant le critère de retrait) ou naturel (rentrées atmosphériques) [36]. Des scénarios de fin de vie ont également été inclus (désorbitation ou ré-orbitation) notamment pour la gestion des satellites (et constellations) situés dans les régimes MEO et GEO en fin de mission.

Les améliorations apportées au courant des années 2000 ont mené à la dernière version en date, SDM 4.0, dans laquelle les codes de simulation sont étendus en 3D. Initialement, deux types de populations étaient distinguées et propagées séparément : les populations historique et future ; ce n'est plus le cas dans SDM 4.0. En effet, bien que toujours distinguées, les deux types de populations sont propagés dans une même boucle [68, 67]. D'autre part, le modèle de fragmentation de la NASA a été ajouté pour générer des nuages de débris dus à des événements de type collision ou explosion.

Trois propagateurs distincts sont présents dans le modèle en fonction de la région de l'espace dans laquelle évolue l'objet concerné. Le premier, *Debris Cloud Propagator* (DCP) s'occupe de la propagation d'un nombre réduit d'éléments orbitaux (demi-grand axe, excentricité et inclinaison, les autres étant générés de manière aléatoire) des débris situés en orbite basse en prenant en compte les effets perturbatifs de l'atmosphère et du terme J_2 du géopotentiel. Le *Fast Orbit Propagator* (FOP) quant à lui est responsable de la propagation des six éléments orbitaux des objets situés au-delà de la limite de validité de DCP. Cela concerne les régions de l'espace au sein desquelles des effets perturbatifs autres que celui de l'atmosphère et du géopotentiel jouent un rôle important dans l'évolution des éléments orbitaux des objets. De ce fait, FOP inclut toutes les perturbations dues aux forces gravitationnelles et non-gravitationnelles

en utilisant la théorie variationnelle basée sur l'intégration des équations planétaires de Lagrange. Ces deux propagateurs ont été améliorés dans la dernière version de SDM mais étaient déjà présents dans les versions précédentes. Par contre, le dernier propagateur, *Long-term Evolution of the Geostationary and near-geostationary Orbits* (LEGO), a été spécialement ajouté pour gérer les objets situés à l'intérieur ou proche du régime GEO en tenant compte des perturbations dues au géopotentiel, à l'attraction gravitationnelle luni-solaire et à la pression de radiation solaire.

Le taux de collision entre les objets de l'environnement est déterminé par deux approches distinctes. La première est basée sur la théorie d'Öpik, initialement développée pour la matière interplanétaire [69], et concerne les débris situés en LEO, tandis que la seconde estime les probabilités de collisions sur le long terme pour tout type d'orbite à partir de l'algorithme CUBE développé par la NASA. Au-delà des risques de collisions globaux entre les objets de la population, des études plus ciblées peuvent être réalisées pour les dispositions de fin de vie et notamment pour la détermination des meilleures orbites cimetières pour les satellites en fin de mission, c'est-à-dire celles engendrant le risque de collision le plus faible entre l'objet ré-orbité et le reste de la population.

* *Integrated Debris Evolution Suite* (IDES)

Dans le but de modéliser l'environnement de débris spatiaux en orbite basse, tant passé et présent que futur, la *Defence Evaluation and Research Agency* (DERA) du Royaume-Uni a implémenté le modèle IDES fournissant également le risque de collisions pour les systèmes en orbite [36, 70]. La partie historique se compose de l'ensemble des débris dont la taille est supérieure à 10 μm et prend en compte les fragmentations passées, en distinguant les faibles et fortes intensités, ainsi que les collisions catastrophiques. Les autres principales sources de débris spatiaux sont également incluses, soit par simulation des événements passés (ex. : gouttelettes de potassium de sodium NaK), soit par le biais d'exploitation de bases de données (ex. : base de données des lancements).

La propagation des orbites des objets est gérée de deux manières différentes en fonction de la taille des débris. Les éléments orbitaux de ceux dont la taille est supérieure à 10 cm sont directement propagés individuellement en prenant en compte les effets des principales perturbations orbitales, tandis que les objets de petite taille sont représentés par une matrice à 4 dimensions contenant leur rayon au périhélie, excentricité, inclinaison ainsi que leur masse. Ces quatre éléments, discrétisés, forment les limites de plusieurs boîtes, au sein desquelles sont générées 10 particules de manière aléatoire par le biais techniques de Monte-Carlo. Chaque particule est ensuite propagée individuellement de la même manière que les objets de grande taille.

Cet outil peut notamment être utilisé pour étudier les interactions entre les satellites faisant partie de constellations dans le régime LEO ou encore pour évaluer l'efficacité des mesures de protection de l'environnement dans cette région. D'autre part, la détermination des données fournies en sortie, telles que la densité spatiale ou les flux sur des orbites cibles, est basée sur les mêmes principes que celle développée dans le logiciel MASTER présenté plus haut dans cette section [8].

Le dernier outil est spécifiquement et intégralement dédié à l'évaluation (i) des risques pour les systèmes en orbite, (ii) de la conformité des missions avec le code de conduite européen et, (iii) de l'efficacité des mesures de protection de l'environnement.

* *Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis* (DRAMA)

Dans le but d'accompagner les concepteurs de missions afin que celles-ci respectent les exigences en matière de protection de l'environnement terrestre, DRAMA a été développé et amélioré sous contrat avec l'ESA par l'Université Technique de Braunschweig (*Institute of Aerospace Systems*), DEIMOS Space S.L.U., Hyperschall-Technologie Göttingen GmbH et etamax space GmbH [71]. Des stratégies peuvent être testées, tant pour la vie opérationnelle du système que pour les dispositions de fin de vie, et les meilleures options sont choisies dans l'optique de minimiser tout d'abord les risques pour la mission, puis minimiser l'impact de l'objet sur le reste de l'environnement une fois sa mission terminée.

Cet outil est constitué de cinq modules distincts pouvant être utilisés ensemble ou indépendamment les uns des autres [72, 14] :

✦ *Assessment of Risk Event Statistics* (ARES) : évalue les exigences possibles en terme de réalisation

de manœuvre d'évitement au cours d'une mission et donc les potentiels besoins en carburant supplémentaire. Également utilisé pour déterminer les risques de collisions, ARES nécessite la définition de la géométrie du satellite ainsi que de son orbite et s'appuie sur le modèle MASTER pour les calculs de flux. Le type d'objets appartenant à la population de débris considéré est donc ceux observables, observés et catalogués. Ce module permet la détermination des meilleures stratégies d'évitement en optimisant l'incrément de vitesse nécessaire et donc en sauvegardant le plus d'ergols possible tout en assurant la continuité de la mission.

- ✦ *MASTER(-based) Impact flux and Damage Assessment Software* (MIDAS) : modélise les flux de collisions et fournit les statistiques concernant les dommages pouvant être causés au satellite et donc à sa mission. Comme dans le cas d'ARES, MIDAS requiert la définition de la géométrie du satellite testé ; par contre, le type d'objets considéré est cette fois-ci ceux appartenant à la population de débris non-observables (entre 100 μm et 5 cm de diamètre pour ce module). MIDAS fournit en sortie, en fonction du temps ou de la masse de l'impacteur, la probabilité de collision (et à l'inverse celle de non-pénétration), le nombre d'impacts ainsi que la probabilité de défaillance.
- ✦ *Orbital SpaceCraft Active Removal* (OSCAR) : analyse les dispositions prises pour le satellite à la fin de sa mission, et surtout leur conformité avec les recommandations européennes pour la protection de l'environnement spatial. Bien qu'essentiellement utilisé pour les régions LEO et GEO, les modalités de fin de vie pour tout type d'orbite peuvent être étudiées. L'utilisateur indique la stratégie souhaitée et obtient en sortie l'incrément de vitesse nécessaire, la masse de carburant ainsi que la durée de la manœuvre. Si la stratégie n'est pas conforme, OSCAR fournit les paramètres cités pour un scénario semblable mais qui serait en accord avec le règlement européen.
- ✦ *CROss section of Complex bodies* (CROC) : permet la spécification des dimensions et de la forme du satellite qui seront ensuite utilisées notamment par ARES et MIDAS. Des formes de systèmes complexes peuvent être réalisées en superposant des éléments plus simples comme des boîtes, sphères, cylindres ou cônes.
- ✦ *Re-entry Survival And Risk Analysis* (SARA) : composé des outils *Spacecraft Entry Survival Analysis Module* (SESAM) et *Spacecraft Entry Risk Analysis Module* (SERAM), SARA est dédié à l'étude des rentrées atmosphériques de satellites, contrôlées ou non. SESAM permet la modélisation des rentrées atmosphériques et de la détermination de la survivabilité des composants tandis que SERAM évalue les risques au sol dus aux objets survivant au passage dans l'atmosphère terrestre [73]. Une fragmentation due à une rentrée atmosphérique est considérée comme un processus résultant de l'évolution des connections entre chacun des composants du satellite ; lorsqu'une relation entre deux ou plusieurs éléments est rompue, une liste de fragments est générée. L'obtention de résultats représentatifs et cohérents nécessite donc une représentation rigoureuse du système testé, tant en terme de géométrie que de matériaux utilisés, ainsi qu'un modèle d'atmosphère le plus précis possible.

Propagateurs d'orbites

Pour fournir des résultats proches de la réalité, l'un des éléments essentiels d'un modèle d'environnement est l'outil utilisé pour la propagation des paramètres orbitaux des objets, tant dans le passé que dans le futur. Bien que certains aient été cités ou brièvement présentés dans la section précédente, nous avons choisi d'exposer plus en détails le propagateur de référence du CNES ainsi qu'une suite logicielle de propagation d'orbites développée à l'IMCCE, ces outils étant utilisés dans le cadre de ma thèse.

* *Semi-analytic Tool for End-of-Life Analysis* (STELA)

Initialement développé dans le but de vérifier que les missions spatiales respectaient bien le code de conduite européen en terme de protection de l'environnement spatial (tant pour la région LEO que l'orbite GEO), STELA représente aujourd'hui l'outil de référence du CNES pour la propagation d'orbites sur le long terme et est considéré comme le plus précis dans le cadre des initiatives visant à préserver l'environnement terrestre [59, 74]. Ce propagateur utilise une théorie semi-analytique dans le but de gérer le plus grand nombre possible d'objets répertoriés en minimisant les temps de calcul tout en conservant une précision suffisante et réaliste.

Le concept de la méthode implémentée dans STELA consiste à ne prendre en compte que les effets

perturbatifs entraînant une modification significative de l'orbite de l'objet propagé sur le long terme. Initialement développé en trois parties, représentant trois modèles dynamiques différents pour les régimes LEO, GEO et GTO, seul le modèle dit GTO est aujourd'hui utilisé pour réaliser la propagation des orbites dans STELA depuis la version 3 du programme (version actuelle 3.2) [75]. En effet, cet outil est le plus abouti et générique parmi les trois implémentés puisqu'il n'est limité ni en excentricité, ni en altitude et inclinaison. Certains paramètres dynamiques diffèrent néanmoins selon le type d'orbite considéré, notamment la modélisation du champ de gravité terrestre, et peuvent être modifiés par l'utilisateur.

L'approche semi-analytique de ce propagateur d'orbites utilise des méthodes issues de la théorie du mouvement orbital moyen dans laquelle les courtes périodes sont retirées des équations du mouvement de manière analytique. Les éléments orbitaux de chaque débris spatial sont alors propagés par le biais d'un ensemble d'équations, exprimées en éléments équinoctiaux, permettant de connaître l'influence des conditions initiales $E(t_0)$ et du modèle de forces sur le vecteur d'état E . L'intégration des équations est réalisée par un intégrateur numérique employant la méthode de Runge-Kutta développée à l'ordre 6 en considérant les perturbations dues au géopotentiel, à la traînée atmosphérique, à la SRP (en considérant l'effet de l'ombre de la Terre (cylindre)) ainsi que les perturbations de la Lune et du Soleil jusqu'à un degré donné.

Finalement, STELA fournit un rapport relatif à la propagation effectuée dans lequel sont inclus les caractéristiques du système orbital, les paramètres de calcul choisis par l'utilisateur, ainsi que l'état du critère relatif au respect des règles de conduite concernant la protection de l'environnement spatial.

* Suite logicielle Calcul d'Orbites Par l'Analytique ou l'Intégration Numérique (COPAIN)

Développée en interne à l'IMCCE depuis plusieurs années, et en partenariat avec le CNES, cette suite logicielle est composée de trois outils se distinguant les uns des autres notamment par la méthode de propagation utilisée :

- ✦ *Finalized Analytical Satellite Theory* (FAST) pour la propagation analytique (© CNES/IMCCE),
- ✦ *Semi-Analytical Theory LIGHTened* (SATLIGHT) pour un calcul d'orbites selon une méthode semi-analytique,
- ✦ Calcul d'Orbites Par Intégration Numérique Évoluée (COPINE) pour la propagation numérique.

Seul le logiciel FAST ayant été utilisé pour nos travaux, nous avons décidé de revenir plus en détails sur cet outil en particulier.

L'approche considérée lors de l'élaboration de FAST est basée sur une théorie analytique pour la propagation des équations du mouvement permettant l'obtention de séries temporelles des éléments orbitaux des objets étudiés. [76]. Le système des équations du mouvement est défini de manière usuelle comme suit :

$$\begin{aligned}\frac{d^2 r}{dt^2} &= F(r, \dot{r}, t, \sigma) \\ r(t_0) &= r_0 \\ \dot{r}(t_0) &= \dot{r}_0\end{aligned}$$

où $r(t_0)$ et $\dot{r}(t_0)$ représentent les conditions initiales à t_0 (positions et vitesses respectivement) et où le vecteur F correspond au modèle de force considéré, caractérisé par un ensemble de paramètres noté σ . Les principales perturbations orbitales sont ainsi prises en compte par le biais de ce paramètre.

Dans l'optique de considérer toutes les valeurs d'excentricité ou d'inclinaison (petites ou grandes), le modèle est programmé grâce à un ensemble d'éléments équinoxiaux noté \mathbf{E} et défini à partir des éléments

orbitaux classiques ($a, e, i, \Omega, \omega, M$) :

$$\begin{aligned}
a & \\
\xi &= \Omega + \omega + M \\
e_x &= e \cos(\bar{\omega}) = e \cos(\Omega + \omega) \\
e_y &= e \sin(\bar{\omega}) = e \sin(\Omega + \omega) \\
i_x &= \sin\left(\frac{i}{2}\right) \cos(\Omega) \\
i_y &= \sin\left(\frac{i}{2}\right) \sin(\Omega)
\end{aligned}$$

L'ensemble \mathbf{E} est composé d'une partie moyennée $\bar{\mathbf{E}}$ et d'une partie comprenant les courtes périodes $\Delta\mathbf{E}$, de manière à écrire :

$$\mathbf{E}(t) = \bar{\mathbf{E}}(t) + \Delta\mathbf{E}(t) \quad (1.1)$$

La partie moyennée $\bar{\mathbf{E}}$ est gouvernée par les variations séculaires (effets à longue période) induites sur les éléments angulaires par l'aplatissement dynamique de la Terre J_2 . Ces variations sont définies par les équations (1.2), (1.3) et (1.4), où \bar{n} correspond au mouvement moyen.

$$\dot{\omega}_{J_2} = \frac{3}{4} \bar{n} J_2 \left(\frac{R_0}{a}\right)^2 \frac{1}{(1-e^2)^2} (5 \cos^2(i) - 1) \quad (1.2)$$

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -\frac{3}{2} \bar{n} J_2 \left(\frac{R_0}{a}\right)^2 \frac{1}{(1-e^2)^2} \cos(i) \quad (1.3)$$

$$\dot{M}_{J_2} = \frac{3}{4} \bar{n} J_2 \left(\frac{R_0}{a}\right)^2 \frac{1}{(1-e^2)^{\frac{3}{2}}} (3 \cos^2(i) - 1) \quad (1.4)$$

Quant à la partie traitant les courtes périodes, $\Delta\mathbf{E}$ définie comme $\Delta\mathbf{E} = \mathcal{L}(\bar{\mathbf{E}}) \frac{\partial W_{gen}}{\partial \bar{\mathbf{E}}}$, elle est gouvernée par les équations planétaires de Lagrange, déclinées dans une matrice 6×6 notée $\mathcal{L}(\bar{\mathbf{E}})$, ainsi que par une fonction génératrice, notée W_{gen} , générant la partie du mouvement relative aux courtes périodes.

Les conditions initiales du mouvement osculateur, notées $\mathbf{E}(t_0)$, sont alors directement obtenues en posant $t = t_0$ dans l'équation (1.1).

Modèles de fragmentation

Un modèle de fragmentation doit être en mesure de fournir au minimum les principales caractéristiques des fragments générés à savoir : leur vitesse d'éjection relativement au corps parent (ou leur incrément de vitesse ΔV par rapport au satellite parent), leur taille, ainsi que leur ratio surface sur masse $\frac{A}{m}$ [77]. Cette dernière donnée, tout comme la distribution des vitesses, sont d'une grande importance pour la propagation des orbites, notamment lorsque la fragmentation survient dans le régime des orbites basses, dans le cadre de l'estimation de la force exercée par le freinage atmosphérique pouvant entraîner, à terme, la chute des débris sur Terre.

Mon travail de thèse se focalisant surtout sur les événements de type explosion en orbite, la modélisation d'un nuage généré par la collision entre deux objets ne sera pas traitée dans cette section.

* NASA Breakup Model (NBM)

Le NASA Breakup Model représente le modèle de référence pour la simulation de fragmentations en orbite, qu'elles soient le produit d'une collision entre deux satellites ou d'une explosion. Il s'agit d'un modèle empirique, basé d'une part sur des données observationnelles, relatives à une vingtaine d'explosions ainsi qu'à une collision en orbite, et d'autre part sur l'analyse de surfaces au sol en laboratoire [60]. Les surfaces étudiées peuvent être issues d'essais d'impacts hypervéloces réalisés en laboratoire ou encore originaires de systèmes ayant été exposés au vide spatial pendant plusieurs années (ex. : mission Long Duration Exposure Facility (LDEF)). Implémenté dans la plupart des modèles d'environnement de débris spatiaux (EVOLVE 4.0 puis LEGEND, MASTER-2009, SDM entre autres), le NBM utilise une longueur caractéristique, notée L_c , comme variable indépendante pour déterminer les distributions des

paramètres (ou variables dépendantes) du modèle. Dans les précédentes versions du NBM, la masse était considérée comme variable indépendante mais L_c lui fut préférée dans un souci d'amélioration du lien avec les données disponibles [77]. Il s'agit de cette version que nous utiliserons dans le cadre de cette thèse, notamment dans le but de faciliter la distinction entre petits et gros débris directement à partir de leur diamètre plutôt que de leur masse.

Les données observationnelles, issues de l'USSSN et notamment du radar Haystack, suggèrent que la distribution du nombre de débris produits lors d'une explosion et dont le diamètre est supérieur à 1 cm est similaire à celle d'une loi de puissance calibrée par un facteur d'échelle noté S . Dans les versions antérieures du NBM, deux types de fragmentations étaient distingués en fonction de leur intensité (faible ou forte) et deux distributions distinctes étaient donc déduites à partir de la variable indépendante L_c . L'utilisation du facteur d'échelle, dépendant de la nature de l'objet impliqué (satellite, étage supérieur) et du type d'explosion (faible intensité, peu de fragments créés / forte intensité, quantité plus importante de fragments générés) a notamment permis de regrouper les calculs. En effet, dans les premières versions du NBM, l'expression du nombre de fragments engendré était différente selon le type d'explosion considérée. Le nombre de débris créés dont le diamètre (ou longueur caractéristique) est supérieur ou égal à L_c est alors défini par l'équation (1.5).

$$N(L_c) = 6SL_c^{-1.6} \quad (1.5)$$

Le facteur d'échelle S est déterminé directement à partir des données observationnelles. Le nombre moyen de débris générés pour un type d'événement (défaillance des batteries, test antisatellite, ...) étant connu via ces observations, des valeurs considérées comme typiques peuvent être assignées à S . Il peut néanmoins être obtenu a posteriori, pour la caractérisation d'un événement particulier, en insérant le nombre de débris observés dans l'équation (1.5) pour en déduire le facteur d'échelle [78]. Les longueurs caractéristiques, quant à elles, sont tirées de manière aléatoire en utilisant la méthode de Monte-Carlo [23].

La détermination de la distribution du ratio $\frac{A}{m}$ est effectuée en distinguant plusieurs cas selon la nature du corps parent - satellite ou étage supérieur - et selon la longueur caractéristique considérée.

Tout d'abord, pour les fragments dont L_c est supérieur à 11 cm, la distribution des $\frac{A}{m}$ est déduite du taux de rentrée des débris observés via l'utilisation d'un test de χ^2 .

La forme générale de la loi de distribution (équation (1.6)) est la même dans le cas d'un satellite (SAT) ou d'un étage supérieur (E/S). Elle correspond à une superposition de deux lois normales, définies de manière

générale comme $\mathcal{N}(\mu, \sigma, \chi) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{\chi - \mu}{\sigma}\right)^2\right)$. Dans l'équation (1.6), λ_c (dont dépendent μ et σ) représente la variable indépendante, car définie à partir de L_c , et χ la variable dépendante. Les différences entre les deux types de corps parents surviennent lors de la définition des paramètres des lois normales utilisées à savoir, α , (μ_1, σ_1) et (μ_2, σ_2) .

$$D_{A/m}^{L_c \geq 11\text{cm}}(\lambda_c, \chi) = \alpha(\lambda_c)\mathcal{N}(\mu_1(\lambda_c), \sigma_1(\lambda_c), \chi) + (1 - \alpha(\lambda_c))\mathcal{N}(\mu_2(\lambda_c), \sigma_2(\lambda_c), \chi) \quad (1.6)$$

L'ensemble des paramètres de la distribution $D_{A/m}^{L_c \geq 11\text{cm}}$ sont détaillés en Annexe A, seules les expressions de λ_c et χ se trouvent ci-après.

$$\lambda_c = \log_{10}(L_c) \quad \chi = \log_{10}(A/m)$$

Ensuite, pour les fragments dont la longueur caractéristique est inférieure à 8 cm, les tests réalisés au sol (analyse de surfaces) ont permis la déduction d'une loi de distribution commune aux étages supérieurs et aux satellites. Il s'agit d'une loi normale (équation (1.7)) dont les paramètres sont définis ci-après.

La couverture des longueurs caractéristiques entre 8 cm et 11 cm est assurée par le biais d'une fonction intermédiaire, permettant ainsi de combler les valeurs non considérées par les lois de distribution.

$$D_{A/m}^{L_c \leq 8\text{cm}}(\lambda_c, \chi) = \mathcal{N}(\mu^{E/S, SAT}(\lambda_c), \sigma^{E/S, SAT}(\lambda_c), \chi) \quad (1.7)$$

où,

$$\mu^{E/S,SAT} = \begin{cases} -0.3 & \text{si } \lambda_c \leq -1.75 \\ -0.3 - 1.4(\lambda_c + 1.75) & \text{si } -1.75 < \lambda_c < -1.25 \\ -1.0 & \text{si } \lambda_c \geq -1.25 \end{cases}$$

$$\sigma^{E/S,SAT} = \begin{cases} 0.2 & \text{si } \lambda_c \leq -3.5 \\ 0.2 + 0.1333(\lambda_c + 3.5) & \text{si } \lambda_c > -3.5 \end{cases}$$

La détermination des distributions des ratios $\frac{A}{m}$ pour l'ensemble des débris générés par l'explosion permet, par la suite, l'évaluation de la répartition des incréments de vitesse ΔV . En effet, dans le cas de cette caractéristique du nuage, la variable indépendante de la loi de distribution est représentée par le ratio $\frac{A}{m}$, supposé précédemment spécifié, et l'incrément de vitesse devient donc la variable dépendante. La distribution, également déterminée grâce aux données observationnelles ainsi qu'à celles issues de tests en laboratoire, suit une normale définie comme suit (1.8) :

$$D_{\Delta V}(\chi, \nu) = \mathcal{N}(\mu_{\Delta V}(\chi), \sigma_{\Delta V}(\chi), \nu) \quad (1.8)$$

Aucune distinction n'est effectuée concernant la nature du corps parent ou le type d'explosion. Les paramètres de la distribution sont alors¹² la moyenne $\mu_{\Delta V} = 0.2\chi + 1.85$, l'écart-type $\sigma_{\Delta V} = 0.4$ et $\nu = \log_{10}(\Delta V)$.

* Battelle breakup model

Le modèle de fragmentation implémenté dans les premières versions du modèle d'environnement de débris spatiaux de l'ESA, MASTER, a été développé dans le cadre d'une collaboration entre les équipes de recherche de l'Institut Battelle et celles de l'université de Braunschweig, sous contrat avec l'ESA/ESOC, entre les années 1990 et 1993 [9]. Les études réalisées, ayant mené au modèle de Battelle et s'appuyant sur une série de simulations d'explosions en laboratoire, avaient pour objectif l'amélioration des modèles existants, notamment concernant la population de fragments de petite taille, non-observables [79].

Comme ce fut le cas pour les premières versions du NBM, trois types de fragmentations sont distingués : les explosions à faible ou forte intensité et les collisions. La variable de référence, à partir de laquelle l'ensemble des paramètres sont déduits, est la distribution de la masse des particules générées, entraînant ainsi des expressions communes aux trois types de fragmentations pour les autres caractéristiques du nuage (ΔV , ratio $\frac{A}{m}$, densité). Dans le cas des explosions à faible intensité (*Low-Intensity* ou LI), l'hypothèse majeure est la considération d'une distribution exponentielle de la masse m , et plus précisément du nombre de fragments générés dont la masse est supérieure à m (équation (1.9)). En revanche, pour les explosions à forte intensité (*High-Intensity* ou HI) la loi de distribution de la masse est supposée suivre une composition d'une loi exponentielle et d'une loi de puissance. En effet, 10% du corps parent se fragmente suivant l'équation (1.10) (expression également utilisée dans le cas d'une collision, d'où l'indice « CO ») tandis que le reste se morcelle de manière exponentielle selon l'équation (1.9) en posant la masse éjectée $m_e = 0.1m_{SAT}$.

$$N_{LI}(> m) = N_{LI,0} \exp\left(-\frac{b_{LI}c_{LI}m^{a_{LI}}}{c_{LI} + m^{a_{LI}}}\right) \quad (1.9)$$

Ici, $N_{LI,0}$ correspond au nombre total de fragments générés, tandis que b_{LI} est un paramètre, compris entre 3 et 7, permettant l'ajustement de l'intensité de l'événement, et $a_{LI} = 0.55$ et $c_{LI} = 4$ représentent des constantes dont la valeur est déterminée par rapport aux données expérimentales obtenues lors des tests en laboratoire.

$$N_{CO}(> m) = C_{CO} \left(\frac{m}{m_e}\right)^{-a_{CO}} \quad (1.10)$$

12. La variable χ est définie de la même manière que pour la distribution des ratios surface sur masse à savoir $\chi = \log_{10}(A/m)$

avec $C_{CO} = 0.439$ une constante déduite de la calibration de l'équation par rapport à des données réelles et $a_{CO} = 0.75$ qui représente la pente logarithmique.

La distribution des incréments de vitesse, quant à elle, est déterminée en effectuant deux étapes distinctes. Une première partie consiste en l'estimation de l'incrément de vitesse « le plus probable » pouvant être subi par un objet, dont le diamètre est défini par d_e , lors d'une fragmentation (quel que soit son type) [79] (équation (1.11)). Un diamètre de référence, noté d ci-après et dépendant de l'énergie cinétique de l'impacteur mise en jeu lors de la fragmentation, est également nécessaire à l'estimation. Dans le cas d'une explosion, où aucun impacteur ne peut être identifié, l'énergie cinétique est similaire à celle déployée par un objet de 15 kg se déplaçant à 10 km.s^{-1} .

$$\log(\Delta\hat{V}) = \begin{cases} 0.875 - 0.0676 \left(\log \frac{d}{d_e}\right)^2 & \text{si } d > d_e \\ 0.875 & \text{si } d \leq d_e \end{cases} \quad (1.11)$$

L'approximation de la distribution des ΔV peut ensuite être réalisée à partir de l'estimation précédente ($\Delta\hat{V}$) et d'une variable aléatoire s suivant une loi uniforme sur l'intervalle $[0,1]$ (équation (1.12)). La répartition ainsi obtenue est ensuite supposée se distribuer uniformément de manière à conserver la quantité de mouvement.

$$\Delta V = \Delta\hat{V} \times \begin{cases} 0.1 + 0.6\sqrt{3s} & \text{si } 0 \leq s \leq 0.75 \\ 0.13 - 0.6\sqrt{1-s} & \text{si } 0.75 < s \leq 1 \end{cases} \quad (1.12)$$

Finalement, la section effective des fragments ainsi générés est déterminée en utilisant une loi de répartition gaussienne (en supposant que les objets présentent une forme sphérique) dont l'écart-type est posé comme égal à 0.8, ce qui permet la spécification du dernier paramètre : les ratios $\frac{A}{m}$.

Le réalisme ainsi que la précision des moyens de simulation présentés dans cette section sont néanmoins limités par les hypothèses utilisées lors de leur conception. Elles sont également à l'origine des écarts observés entre les modèles des différentes agences spatiales. L'amélioration de ces outils passe notamment par une meilleure appréhension des caractéristiques des débris non-observables, dont la modélisation est généralement basée sur des modèles statistiques auxquels se greffent les analyses effectuées au sol sur les surfaces ayant été soumises à l'environnement spatial sur une longue durée.

1.4 Initiatives visant à réduire le nombre de débris spatiaux en orbite

L'évolution globale de la population de débris spatiaux estimée suit une tendance similaire quel que soit le modèle considéré. En effet, l'augmentation du nombre d'objets en orbite, engendrée notamment par un nombre croissant de collisions entre systèmes, est prédite par l'ensemble des outils de simulation. C'est la raison pour laquelle plusieurs règles de conduite ont été réfléchies puis mises en place par les différents acteurs du domaine spatial, dans l'optique de la préservation de notre environnement terrestre et de nos activités dans l'espace.

Historiquement, ce sont les États-Unis, et plus précisément l'*American Institute of Aeronautics and Astronautics* (AIAA), qui délivrèrent en 1981 les premières recommandations pour la préservation des activités humaines autour de la Terre face au problème grandissant posé par les débris spatiaux [80]. Ce n'est cependant qu'en 1995 que des directives officielles furent rédigées par la NASA pour le gouvernement américain. Puis en 2002, en se basant sur les rapports et documents de plusieurs agences spatiales (NASA, ESA, CNES, *Russian Federal and Space Agency* (ROSCOSMOS)¹³ notamment), l'*Inter-Agency Space Debris Coordination Committee* (IADC) adopta un code de conduite finalement accepté par les Nations Unies en 2007 après soumission au *Technical Subcommittee of the United Nations' Committee on the Peaceful Uses of Outer Space* (UNCOPUOS). Fondé par la NASA, la ROSCOSMOS, la JAXA et l'ESA, l'IADC publia ses premiers documents (relatifs aux termes de référence) à la fin de l'année 1993. Ce comité est aujourd'hui composé de 13 agences spatiales : la

13. L'agence spatiale russe était auparavant appelée *Russian Aviation and Space Agency* (ROSAVIKOSMOS).

NASA, la ROSCOSMOS, la JAXA, l'ESA, l'ASI, le CNES, l'ISRO, l'UKSA, la *China National Space Administration* (CNSA), la *Canadian Space Agency* (CSA), le *German Aerospace Center* (DLR), le *Korea Aerospace Research Institute* (KARI) et la *State Space Agency of Ukraine* (SSAU). L'un de ses principaux objectifs est de faciliter la coopération internationale dans le cadre des recherches dans le domaine des débris spatiaux, notamment par le biais de l'échange d'informations, afin d'identifier les meilleures mesures de prévention à adopter [81]. Ces directives prennent évidemment en compte l'aspect financier et visent à minimiser les coûts opérationnels pour la mise en place de telles recommandations dès la phase de conception de la mission spatiale tout en cherchant à limiter la génération de fragments au cours des opérations.

Les principales lignes de conduite portent sur quatre aspects [81, 14] :

* Limiter la probabilité de collisions en orbite

Cette mesure de préservation de l'environnement concerne dans un premier temps les concepteurs de mission qui sont encouragés à déterminer la meilleure trajectoire pour leur système orbital afin de minimiser les risques de collisions avec des objets, catalogués ou non, tout au long de sa vie orbitale. La prise en compte du risque relatif aux débris non catalogués doit être effectuée en amont du lancement afin d'établir la zone de l'espace la plus sûre tout en étant en adéquation avec l'objectif de la mission et ce dans le but de prévenir l'impossibilité de réalisation des opérations de fin de vie en cas, par exemple, d'une perte de contact due à l'impact d'un petit débris. D'autre part, la conduite de manœuvres d'évitement doit être réalisée si la probabilité de collision avec un objet catalogué est haute. Ce type d'opération est en relation directe avec le second aspect de cette mesure, qui concerne l'encouragement et la nécessité d'un meilleur partage des données d'observations dans le but d'une réelle coopération internationale pour le catalogage des objets en orbite autour de la Terre.

* Minimiser le potentiel de fragmentation pour les systèmes en orbite

Cette recommandation couvre plusieurs sortes d'événements pouvant survenir en orbite et peut être séparée en trois catégories :

- ⊕ Limitation de la probabilité de fragmentation après la fin de la mission du satellite : cela correspond à la passivation du système qui consiste en l'élimination de toute source d'énergie présente à son bord. Cela comprend notamment l'évacuation du propergol et autres fluides restants, le déchargement des batteries, la dépressurisation des sous-systèmes et la désactivation des dispositifs de création de moment et des systèmes électriques en général.
- ⊕ Prohibition des destructions intentionnelles de satellites et autres activités pouvant entraîner une augmentation de la population de débris spatiaux sur le long terme : ce type de fragmentation survient essentiellement dans le cadre d'essais (ingénierie, expérience) ou dans le but de démontrer les capacités militaires d'une nation. Néanmoins, si de telles activités ne sont pas réalisées à des altitudes suffisamment basses (inférieures à 600 km), le nuage de fragments généré est susceptible de séjourner en orbite relativement longtemps et de présenter un risque pour le reste de la population sur le long terme.
- ⊕ Limitation du risque de fragmentation due à une défaillance du système au cours de la mission : cette mesure est mise en œuvre en amont de la mission, au cours de la conception du système orbital. Il doit en effet être démontré qu'aucune défaillance n'est susceptible d'entraîner la destruction du satellite ou du lanceur pendant le déroulement de ses opérations. Dans le cas où le risque zéro ne peut être atteint, la probabilité d'occurrence d'un tel événement doit être minimisée. Des procédures de contrôle doivent également être prévues par les concepteurs une fois le système placé en orbite, afin de prévenir tout risque, et anticiper une potentielle passivation de l'objet.

* Limiter la présence sur le long terme de véhicules spatiaux et étages supérieurs dans les régions protégées (LEO, GEO)

Différents types d'opérations de fin de vie sont distingués en fonction de la région de l'espace dans laquelle se trouve le système considéré.

Pour le régime LEO, l'IADC a adopté la « Règle des 25 ans » statuant que tout objet pouvant interférer avec d'autres systèmes en orbite au sein de cette région (présence permanente ou passage épisodique) doit effectuer une rentrée atmosphérique dans les 25 ans suivant la fin de sa mission. Cette limite de vie orbitale a été choisie suite à la réalisation de plusieurs études portant sur les effets des dispositifs de fin de vie sur le taux de collisions entre objets. Plusieurs stratégies de désorbitation peuvent alors être considérées pour que la mission soit en accord avec cette recommandation :

- ✚ Stratégie de l'orbite elliptique : le périégée de l'orbite est abaissé de sorte à augmenter l'effet de la force de traînée atmosphérique, entraîner la dégradation naturelle de la trajectoire et donc la rentrée ultérieure de l'objet. La diminution de l'altitude du périégée est obtenue par le biais d'une série de manœuvres de contrôle d'orbite effectuées à l'apogée de celle-ci.
- ✚ Stratégie de l'orbite circulaire : le demi-grand axe de l'orbite est réduit par une série de transferts de Hohmann, ce qui permet l'augmentation de l'effet de traînée comme précédemment tout en conservant la propriété de circularité de l'orbite initiale.
- ✚ Stratégie de poussée continue : une unique manœuvre continue est réalisée dans le but d'obtenir une trajectoire fortement elliptique et de réduire de manière drastique la durée de vie en orbite. Néanmoins, ce type de stratégie n'a été imaginé que pour les cas d'urgence et n'a encore jamais été réalisé pour un satellite en orbite basse.

Dans tous les cas, les trajectoires de rentrée visées doivent prendre en compte (et minimiser) les risques pour les populations et infrastructures au sol en cas de survie de certains des éléments du satellite lors de son passage dans l'atmosphère terrestre. Les zones ciblées sont donc de préférence inhabitées et les autorités maritimes et aériennes doivent être prévenues de la survenance d'un tel événement.

Dans le cas de la région GEO, il n'est pas possible de positionner un satellite de sorte à respecter la règle des 25 ans. Il est alors recommandé de diriger le satellite en fin de vie vers une orbite dite « cimetière », assez éloignée de l'orbite géostationnaire pour ne jamais interférer, sur une période de 100 ans, avec les autres objets appartenant à la population de cette région (ré-orbitation). Une fois la manœuvre effectuée, le système de propulsion doit pouvoir être passivé pour respecter la mesure de préservation précédente mais ne doit pas être séparé du reste du satellite.

* Limiter la libération d'objets au cours du déroulement de la mission

La conception des premières missions spatiales autorisait, ou du moins ne proscrivait pas, la libération intentionnelle d'objets pendant le déroulement des opérations. Cela concernait par exemple les mécanismes de séparation des différents étages des lanceurs lors de la mise en orbite d'une charge utile, ou encore les dispositifs de protection des objectifs. De nos jours, l'IADC recommande d'éviter ce genre de pratique ou, si cela n'est pas possible, de minimiser le nombre d'objets relâchés, leur surface ainsi que leur temps de vie en orbite. Dans ce cas, le projet doit faire l'objet d'une étude préalable complémentaire dans le but de déterminer si le niveau de risque posé par le(s) corps libéré(s) sur le reste de la population sur le long terme est convenable.

Bien que fortement préconisées par l'IADC, dont le message est adressé aux différentes agences spatiales, ces règles de conduite ne constituent que des recommandations qui n'entrent pas dans un cadre légal de protection de l'espace et des activités humaines associées. Néanmoins, plusieurs entités (nationales, continentales ou internationales) ont rédigé et mis en place différents types de processus standards dans l'optique de promouvoir la préservation de notre environnement spatial. C'est le cas notamment de l'ESA qui a publié au début des années 2000 la seconde édition de son manuel *ESA Space Debris Mitigation Handbook*, réalisé sous contrat par QinetiQ (Royaume-Uni) et etamax space (Allemagne) [82]. Il s'agit d'un document vivant, mis à jour de manière régulière afin de prendre en compte les nouvelles recommandations, et évaluer leur efficacité, ainsi que pour implémenter les améliorations liées aux méthodes de modélisation (environnement de débris et météorites, détermination des risques, ...). La France, en particulier, possède également un texte de loi sur les opérations spatiales (voté en juin 2008), contenant des exigences concernant les débris spatiaux inspirées des recommandations formulées par l'IADC. Les objectifs de document sont axés sur la notion de protection tant des personnes, des biens matériels et de la santé publique, que de l'environnement sur Terre, à l'intérieur

atmosphère et en orbite¹⁴.

Il existe d'autres stratégies permettant la limitation de l'accroissement de la population de débris spatiaux, comme l'installation de blindage sur les satellites pour les protéger de l'impact de fragments dont la taille est inférieure à 1 cm, ou la réalisation de manœuvres d'évitement pour les objets catalogués. Cependant, plusieurs études ont montré que la mesure de protection de l'environnement la plus efficace consiste en la mise en place de missions de retrait direct d'objets de la population (ADR) [80]. Ces systèmes sont choisis en fonction de plusieurs paramètres ayant une influence négative sur l'évolution du risque pour l'ensemble des objets en orbite (taille, région de l'espace, ...). Bien qu'étudié intensivement et que plusieurs dispositifs aient été imaginés et proposés, l'ADR ne représente néanmoins pas encore à ce jour une solution envisageable sur le court terme. Cela s'explique par plusieurs causes, et notamment par :

- * les difficultés de conception de la mission relatives aux phases d'approche et de capture de l'objet visé (dues notamment à l'inexistence de contrôle d'attitude de la cible),
- * la sûreté de fonctionnement requise pour le système conçu sous peine de générer un(des) débris supplémentaire(s) en cas de défaillance,
- * la législation incomplète, qui nécessite une concertation et une coopération internationale pour déterminer l'organisation responsable du retrait d'un objet,
- * le coût d'une telle opération qui reste dissuasif.

1.5 Les probabilités et statistiques dans l'analyse de la problématique de mécanique spatiale

Les statistiques occupent une place importante dans le domaine de la mécanique spatiale, en particulier dans les problèmes d'estimation, de prédiction et d'évaluation des risques tant pour les systèmes en orbite que pour la population sur Terre.

Tout d'abord, les flux de particules sont évalués de manière probabiliste. L'une des méthodes consiste en la discrétisation d'un volume donné pour obtenir un ensemble de cellules afin de déterminer la densité spatiale d'objets dans chacune d'entre elles [8]. Cela passe par l'estimation de la probabilité de résidence ou *resident probability* $P_{i,j,k}$ d'un objet dans chaque cellule du volume, identifiée par les indices i , j et k , durant un laps de temps $\Delta t_{i,j,k}$. En divisant $P_{i,j,k}$ par le volume $V_{i,j,k}$ de la cellule considérée, la densité spatiale $D_{i,j,k}$ au sein de cette cellule spécifique est obtenue. En répétant ce processus puis en multipliant le résultat par la vitesse des objets, le flux de particules peut ainsi être estimé. Bien que cette analyse soit également essentielle pour la population d'objets observables, elle est inévitable pour déterminer les flux (présents et futurs) d'objets définis comme non-observables (diamètre inférieur à 10 cm en LEO typiquement) afin d'anticiper les chocs auxquels peuvent être soumis les satellites en orbite et ainsi d'adapter leurs systèmes de protection.

Afin d'éviter la perte d'une mission due à l'endommagement ou à la destruction de la charge utile associée en orbite, des probabilités de collision sont estimées afin de conduire d'éventuelles manœuvres d'évitement. Ces estimations sont basées d'une part sur la théorie cinétique des gaz, et d'autre part sur l'hypothèse que le processus de collision suit une loi de Poisson ; la probabilité d'impact est alors déterminée d'après cette loi statistique.

Les risques lors de rentrées atmosphériques d'objets sont quant à eux évalués par le biais d'une fonction de densité de probabilité dans l'optique de déterminer la dispersion statistique des fragments et donc la zone d'impact au sol potentielle. La dispersion des objets étant guidée par un nombre important d'incertitudes (densité de l'atmosphère, conditions initiales de la fragmentation, coefficients aérodynamiques, ...), l'utilisation des probabilités lors de l'étude de ce type d'événement est incontournable. La fonction de densité de probabilité est évaluée par une série d'analyses Monte Carlo de ces incertitudes et permet la réalisation de la cartographie des impacts probables.

Les principaux domaines d'application des probabilités et statistiques ont été présentés mais il s'agit d'une liste non exhaustive des différentes manières d'utiliser ces outils en mécanique spatiale. Ils peuvent également

14. Texte de loi disponible à cette adresse : <https://www.legifrance.gouv.fr/affichTexte.do?cidTexte=JORFTEXT000018931380>

intervenir, en autres, dans la détermination d'orbites, ou encore dans les mécanismes de génération d'objets lors de simulations de fragmentations (voir Section 1.3.2).

Chapitre 2

Étude de la population actuelle de débris spatiaux et de l'impact de la famille des débris non-observables

L'analyse statistique et observationnelle de la population actuelle de débris spatiaux, dans une optique de reproduction puis de propagation par simulation, constitue l'un des objectifs principaux de l'ensemble des acteurs du spatial depuis plusieurs dizaines d'années. Dans ce chapitre, l'étude de la population globale d'objets catalogués, représentant un ensemble de débris spatiaux connus et suivis de manière régulière, est dans un premier temps menée. Le but ici est de caractériser statistiquement cette population, dont les données proviennent d'une base de données TLE, grâce à plusieurs outils distincts issus des statistiques usuelles et spatiales. Dans un second temps, nous considérons une population d'objets générés par simulation, incluant les particules de petite taille qui ne sont pas répertoriées. L'objectif est alors de déterminer les potentiels écarts de répartition, statistique et spatiale, entre les deux types d'ensembles - observable ou non -, en fonction du régime orbital considéré.

Pour ce faire, nous utilisons différents outils : des indicateurs de dispersion de séries de données afin d'explicitier les caractéristiques statistiques des populations étudiées, ainsi qu'un outil issu des mathématiques appliquées, déjà usité dans des domaines très variés tels que l'écologie, la cosmologie ou encore l'étude des eaux et forêts. Il s'agit des processus ponctuels, permettant la description de l'environnement d'un objet (assimilé à un point), ainsi que les interactions avec ses voisins, et donc la répartition spatiale d'une certaine configuration de points. Précisons que par interactions nous entendons la tendance à des rapprochements/éloignements entre objets dus à leurs caractéristiques dynamiques, car les débris spatiaux n'ont évidemment pas la possibilité d'interagir entre eux.

2.1 Une description de l'espace à l'aide des processus ponctuels

2.1.1 Définition mathématique

Un processus ponctuel spatial est un modèle mathématique qui décrit l'arrangement d'objets distribués de manière aléatoire, dans un plan ou dans l'espace ; nous le noterons X .

Définition 2.1.1. Soit W la fenêtre d'observation au sein de laquelle le processus ponctuel est étudié. Il s'agit de l'espace de mesure (W, \mathcal{B}, ν) avec $W \subset \mathbb{R}^d$, \mathcal{B} le σ -algèbre borélien et $0 < \nu(W) < \infty$ la mesure de Lebesgue. Soit $(\Omega, \mathcal{F}, \mathbb{P})$ un espace de probabilité avec :

- Ω l'espace d'état tel que $\Omega = \bigcup_{n=0}^{\infty} W_n$ avec W_n l'ensemble $\{w_1, \dots, w_n\} \subset W$ (fenêtre d'observation) et $n \in \mathbb{N}$,
- \mathcal{F} l'espace des événements ; c'est-à-dire le σ -algèbre donné par

$$\mathcal{F} = \sigma(\{\mathbf{w} = \{w_1, \dots, w_n\} \in \Omega : n(\mathbf{w}_B) = n(\mathbf{w} \cap B) = m\})$$

avec $B \in \mathcal{B}$ et $m \in \mathbb{N}$,

- \mathbb{P} la mesure de probabilité.

Un processus ponctuel X dans W est une application mesurable à partir d'un certain espace de probabilité $(\mathcal{A}, \mathcal{S})$ dans $(\Omega, \mathcal{F}, \mathbb{P})$; $X(\omega) : (\mathcal{A}, \mathcal{S}) \rightarrow (\Omega, \mathcal{F}, \mathbb{P})$ [83].

X correspond donc à un sous-ensemble mesurable fini aléatoire d'une certaine région fermée S (généralement $S \subseteq \mathbb{R}^d$) [84]. Une réalisation d'un tel processus est une configuration spatiale aléatoire $\mathbf{x} = \{x_1, \dots, x_n\}$ de $n \geq 0$ points contenus dans S .

2.1.2 Distribution d'un processus ponctuel

Chaque processus ponctuel génère une distribution sur \mathcal{A} , la distribution \mathbb{P} de X [85, 83].

Définition 2.1.2. La distribution d'un processus ponctuel X est donnée par :

$$\mathbb{P}(X \in F) = \mathbb{P}\{\omega \in \mathcal{A} : X(\omega) \in F\}, \quad \text{avec } F \in \mathcal{F} \quad (2.1)$$

Une mesure de comptage peut également être utilisée afin de déterminer la distribution de X .

Définition 2.1.3. Soit $N(X_B)$, avec $B \in \mathcal{B}$, la mesure de comptage représentant le nombre de points de X se trouvant dans le sous-ensemble B .

La distribution d'un processus ponctuel X est déterminée par les distributions finies-dimensionnelles de ses mesures de comptage; c'est-à-dire les distributions conjointes de $N(X_{B_1}), \dots, N(X_{B_n})$ pour tout $B_1, \dots, B_n \in \mathcal{B}$ et $n \in \mathbb{N}$.

Les statistiques des processus ponctuels permettent de comprendre et de décrire les interactions entre les points (répulsion, agrégation ("clusterisation"), ...).

Dans le cadre de cette thèse, l'utilisation des processus ponctuels vise à décrire la distribution dans l'espace des débris spatiaux orbitant autour de la Terre; c'est-à-dire leur manière d'évoluer dans l'espace ainsi que les possibles interactions existantes (ont-ils davantage tendance à se repousser, à s'attirer ou n'y-a-t-il aucune interaction détectée?). Cet outil peut également permettre la comparaison de deux ou plusieurs ensembles de données en terme de répartition spatiale, et ainsi la caractérisation des écarts entre des populations distinctes.

2.1.3 Types de processus ponctuels

Plusieurs types de processus ponctuels peuvent être différenciés :

* Stationnaire ou non-stationnaire,

Définition 2.1.4. Soit X un processus ponctuel et X_x le processus ponctuel résultant de la translation de tous les points de X par le vecteur x (si $X = \{x_1, x_2, \dots\}$ alors $X_x = \{x_1 + x, x_2 + x, \dots\}$); ce dernier est appelé processus translaté.

Un processus ponctuel X est dit *stationnaire* (ou statistiquement homogène) si le processus ponctuel translaté X_x a la même distribution pour toutes les translations de x [85] :

$$X \stackrel{d}{=} X_x \quad (2.2)$$

L'expression « avoir la même distribution » signifie que :

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(N(B_1) = n_1, \dots, N(B_k) = n_k) &= \mathbf{P}(N_x(B_1) = n_1, \dots, N_x(B_k) = n_k) \\ &= \mathbf{P}(N(B_1 - x) = n_1, \dots, N(B_k - x) = n_k) \end{aligned}$$

pour tout $x \in \mathbb{R}^d$ (ou pour tout x tel que $B_i - x \in W$ si le processus est fini, où W est la fenêtre d'observation).

Le nombre de points résultant de l'observation fixée est égal au nombre de points obtenus en fixant le processus ponctuel et en décalant l'ensemble d'observation dans la direction opposée.

D'un point de vue débris spatiaux, si le processus associé à une certaine famille de trajectoires possède la propriété de stationnarité, cela signifie que les débris spatiaux appartenant à cet ensemble évolueront toujours de la même manière dans l'espace et dans le temps, même si la famille considérée n'est pas observée dans son ensemble.

* Fini, infini ou localement fini.

Définition 2.1.5. Soit X un processus ponctuel et $N(X_B)$ le cardinal de X_B (le nombre de points contenus dans X_B) avec $X_B = X \cap B$, $B \subseteq S \subseteq \mathbb{R}^d$.

Un processus ponctuel fini est un modèle mathématique pour les échantillons composés d'un nombre fini fixé de points, prenant des valeurs dans l'espace défini par [85, 86] :

$$X_{fini} = \{X_B \subseteq S : N(X_B) = i, \text{ pour tout fermé } B \subseteq S\}, \quad i > 0 \in \mathbb{N} \quad (2.3)$$

Définition 2.1.6. Soient X , S , B et $N(X_B)$ définis comme précédemment.

Un processus ponctuel est dit infini s'il prend des valeurs dans l'espace défini par :

$$X_{infini} = \{X_B \subseteq S : N(X_B) = \infty, \text{ pour tout fermé } B \subseteq S\} \quad (2.4)$$

Définition 2.1.7. Soient X , S , B et $N(X_B)$ définis comme précédemment.

Un processus ponctuel est dit localement fini s'il prend des valeurs dans l'espace défini par :

$$X_{lf} = \{X_B \subseteq S : N(X_B) < \infty, \text{ pour tout fermé } B \subseteq S\} \quad (2.5)$$

2.1.4 Intensité d'un processus ponctuel

La mesure moment d'ordre 1 d'un sous-ensemble $B \in \mathbb{R}^d$ (avec $d \in \mathbb{N}$), que nous notons $\mu_{proc}^{(1)}(B)$, correspond au nombre moyen de points contenus dans le sous-ensemble B .

$$\mu_{proc}^{(1)}(B) = \mathbb{E}(N(B))$$

La moyenne du nombre de points de X dans B dépendant clairement de l'ensemble B , il s'agit d'une fonction opérant sur les ensembles. Cette quantité est appelée mesure d'intensité et est notée Λ [85].

Définition 2.1.8. Soit $N(B)$ le nombre de points d'un processus ponctuel X compris dans un ensemble B .

$$\Lambda(B) = \mathbb{E}(N(B)) \quad (2.6)$$

Sous certaines conditions de continuité, il existe une fonction de densité $\lambda(x)$, généralement appelée fonction d'intensité, définie par l'équation (2.7).

$$\Lambda(B) = \int_B \lambda(x) dx \quad (2.7)$$

Dans le cas où le processus ponctuel étudié est stationnaire, la fonction d'intensité est constante et est notée λ . Elle est alors appelée intensité du processus ponctuel et représente le nombre de points moyen par unité d'aire ou de volume (équation (2.8)).

$$\Lambda(B) = \lambda \nu(B) = \mathbb{E}(N(B)) \quad (2.8)$$

2.1.5 Le processus ponctuel de Poisson

Le processus ponctuel de Poisson est considéré comme le modèle de référence lorsqu'aucune interaction n'est décelée entre les points de l'échantillon étudié. Cette configuration est désignée par le terme *Complete Spatial Randomness (CSR)* ou aléatoire complet [86]. Les déviations observées par rapport à ce modèle de référence peuvent être traduites par l'existence de phénomènes d'attraction, ou au contraire de répulsion, entre les points du processus, donnant ainsi une indication sur le comportement de la configuration de points analysée. D'autre part, des formules analytiques existent pour chacune des statistiques descriptives (explicitées dans la section suivante) pour le processus de Poisson, permettant ainsi de l'utiliser directement comme bloc de comparaison lors de l'analyse de la distribution des débris spatiaux dans l'espace et dans le temps.

Soient $\Lambda(S)$ la mesure d'intensité d'un processus ponctuel X défini sur l'espace mesurable S ($S \subseteq \mathbb{R}^d$) et λ la fonction d'intensité associée à ce processus. X est un processus ponctuel de Poisson d'intensité λ si les propriétés suivantes sont satisfaites [86] :

- $X \sim \mathcal{P}(\lambda)$, c'est-à-dire si sa distribution est définie par l'équation (2.9) (avec $F \in \mathcal{F}$) :

$$\mathbb{P}(X \in F) = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{\exp(-\Lambda(S))}{n!} \int_S \dots \int_S \mathbf{1}[\{x_1, \dots, x_n\} \in F] \prod_{i=1}^n \lambda(x_i) dx_1 \dots dx_n \quad (2.9)$$

- Les nombres de points de X dans k ensembles disjoints forment k variables aléatoires indépendantes pour un k arbitraire (propriété dite d'indépendance).

Un processus de Poisson est dit homogène si sa fonction d'intensité est une constante, et, au contraire, un processus de Poisson est dit inhomogène si sa fonction d'intensité dépend de la position x , avec $x \in X$.

2.1.6 Les statistiques descriptives d'un processus ponctuel

L'un des objectifs les plus importants dans tous les domaines de statistiques est de résumer, décrire des ensembles de données par le biais d'un nombre réduit de caractéristiques. Cet objectif rejoint ceux exprimés dans les problèmes de dynamique orbitale, dans lesquels la caractérisation d'un système grâce à un nombre minimum de paramètres est recherchée. La dénomination « système » pouvant désigner un ensemble d'objets, cela s'applique également à la population de débris spatiaux.

En théorie, la connaissance de l'ensemble des moments d'un processus ponctuel aléatoire (mesures moments et mesures moments factorielles d'ordre k) permet la détermination complète de sa distribution. Cependant, en pratique, lorsque les moments du processus ponctuel étudié ne sont pas connus, une analyse préalable, appelée *analyse exploratoire*, est conduite. Cette étape permet d'extraire certaines informations, concernant les manières possibles de modéliser la configuration de points, à partir de l'ensemble de données disponible. Elle est basée sur des statistiques descriptives permettant de décrire d'importantes caractéristiques de la distribution sous-jacente, et donc d'identifier un modèle stochastique adapté à l'ensemble de données étudié.

Dans le cadre de l'analyse exploratoire que nous avons réalisée, nous avons utilisé les statistiques descriptives suivantes :

- la fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$,
- la fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$,
- la J -fonction.

Ces fonctions sont basées sur des distances entre paires de points ; leurs définitions se trouvent ci-après.

Définitions

- * La fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ ou G -fonction

Définition 2.1.9. Soit X un processus ponctuel stationnaire et x un point de X ayant été choisi par une procédure de sélection dans laquelle tous les points du processus ont la même chance d'être retenus.

Ce point est appelé point typique de X [85].

La fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ décrit la distribution de la distance entre le point typique x et le point le plus proche dans $X \setminus \{x\}$. En d'autres termes, cette fonction de répartition correspond à la probabilité que la distance entre un point d'une certaine sphère $b(o, \varepsilon)$ (de rayon ε et centrée en o) et son plus proche voisin soit inférieure à r . Cette définition n'est valable que sous la condition qu'il existe bien un point de X dans la sphère [85].

$$G(r) = \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} 1 - \mathbf{P}(N(b(o, r) \setminus b(o, \varepsilon)) = 0 | N(b(o, \varepsilon)) = 1) \quad (2.10)$$

Elle peut être définie comme suit dans le contexte d'une distribution de Palm ou d'une distribution de Palm réduite (ces distributions sont définies dans l'Annexe B.4) [85].

Définition 2.1.10. Soit X un processus ponctuel stationnaire et $b(o, r)$ une sphère de rayon r centrée en o .

Soit $d(o, X)$ la plus petite distance euclidienne entre le point typique sélectionné (ici l'origine car on se trouve dans le cas stationnaire) et son plus proche voisin dans X .

$$G(r) = \mathbf{P}_o(N(b(o, r) \setminus \{o\}) > 0) = \mathbf{P}_o(d(o, X \setminus \{o\}) \leq r) \quad (2.11)$$

$$G(r) = \mathbf{P}_o^!(N(b(o, r)) > 0) = \mathbf{P}_o^!(d(o, X) \leq r) \quad (2.12)$$

* La fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$

Définition 2.1.11. Soit X un processus ponctuel, W la fenêtre d'observation et w un point arbitraire appartenant à W .

Soit $d(w, X)$ la plus petite distance euclidienne entre le point w et le processus ponctuel X et $N(b(w, r))$ le nombre de points dans la boule de centre w et de rayon r .

La fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ correspond à la probabilité qu'il y ait au moins un point dans la sphère centrée en w et de rayon r [85].

$$F(r) = 1 - \mathbf{P}(N(b(w, r)) = 0) = \mathbf{P}(d(w, X) \leq r), \quad \text{pour } r \geq 0 \text{ et avec } w \in W \quad (2.13)$$

Dans le cas où la propriété de stationnarité du processus ponctuel X étudié est admise, cela entraîne le fait que le centre du disque ou de la sphère peut correspondre à tout point inclus dans W et indépendant de X . L'origine, notée o pour la G -fonction peut donc être choisie comme centre et il est possible d'écrire [85],

$$F(r) = 1 - \mathbf{P}(N(b(o, r)) = 0) = \mathbf{P}(d(o, r) \leq r), \quad \text{pour } r \geq 0 \quad (2.14)$$

Les statistiques $F(r)$ et $G(r)$ sont très similaires car elles décrivent toutes les deux les distances entre les points d'un processus ponctuel X . La différence réside dans la définition du point de référence représentant le centre du disque ou de la boule de rayon r . En effet, pour $G(r)$ il s'agit du point typique de X , qui est donc obligatoirement compris dans la configuration de points étudiée, tandis que pour $F(r)$, le point de référence est défini comme un point arbitraire se trouvant à une position test. Dans ce cas, il ne représente pas forcément un point $x \in X$ [85].

* La J -fonction

La J -fonction est définie à partir de la fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$, et de la fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$.

Définition 2.1.12. Soit X un processus ponctuel, W sa fenêtre d'observation, x un point de X et w un point de W .

Soit $d(x, X)$ la plus petite distance euclidienne entre x et le processus ponctuel X , et $d(w, X)$ la plus petite distance euclidienne entre w et X .

$$J(r) = \frac{1 - G(r)}{1 - F(r)} = \frac{\mathbf{P}_x(d(x, X) \geq r)}{\mathbf{P}(d(w, X) \geq r)}, \quad \text{pour } r > 0, x \in X, \text{ et } w \in W \quad (2.15)$$

Cette caractéristique est définie pour tout $r \geq 0$ et $F(r) < 1$ et permet de mesurer à la fois la force et la gamme d'interaction entre les points d'un échantillon [85] en comparant l'environnement d'un point typique aléatoire du processus (ici noté x) avec l'environnement d'un point fixé arbitraire (noté w) [87]. Son plus gros inconvénient réside dans son inévitable instabilité lorsque les fonctions $F(r)$ et $G(r)$ approchent la valeur 1, que le processus étudié soit stationnaire ou non. Lorsque c'est le cas, $J(r)$ peut soit devenir nulle, soit tendre vers l'infini, soit être indéterminée (et indéterminable)[88].

Estimation

Le processus ponctuel étudié X est observé via une fenêtre d'observation $W \subset \mathbb{R}^d$. Le problème de l'estimation réside dans le fait que les estimateurs fondamentaux des statistiques descriptives, formés en considérant les moyennes appropriées des échantillons, nécessitent des informations provenant de l'extérieur de W [89]. La principale conséquence de ce problème est la création d'*effets de bord*; des effets d'échantillonnage perturbant l'inférence statistique. Rappelons en effet que les statistiques descriptives étant basées sur des distances entre paires de points, il est possible qu'un point proche de la bordure de la fenêtre interagisse avec un point situé en-dehors de la fenêtre W selon la définition de celle-ci.

En général, lorsque l'observation d'un échantillon de points est limitée à une fenêtre bornée, deux types d'effets de bord peuvent être différenciés : le biais d'échantillonnage et les effets de censure. Les effets de bord sont importants lorsque la dimension d de l'échantillon est supérieure à 2 et quand la fenêtre d'observation est petite ou de forme complexe [89].

Il existe néanmoins plusieurs types de stratégies pour atténuer ces effets [90]. Nous nous sommes particulièrement intéressés à l'une d'entre elles, appelée *minus sampling* ou *méthode de bordure*, approche simple et efficace permettant de contrer les effets de bord dans notre cas, bien qu'elle écarte un certain nombre de données [91]. En effet, la perte d'efficacité liée à l'élimination de certains points situés à proximité de la bordure de la fenêtre d'observation devrait être négligeable car la configuration que nous considérons - à savoir, la population de débris spatiaux - est composé d'un nombre important de points (quelques dizaines de milliers uniquement pour la famille des objets dits observables). Le principal inconvénient associé à cette méthode est que les estimateurs développés pour les fonctions $F(r)$ et $G(r)$, respectivement $\hat{F}(r)$ et $\hat{G}(r)$ peuvent ne pas être des fonctions de répartition alors qu'il s'agit d'une des caractéristiques inhérentes de ces fonctions.

Le principe adopté est basé sur le fait que seuls les voisins situés à une distance, notée r , du bord de la fenêtre sont pertinents pour l'estimation de la distribution de l'ensemble de points. La fenêtre W est alors réduite à une plus petite fenêtre notée $W_{(-r)}$ ou $W_{\ominus r}$. Cette deuxième notation est une simplification de $W \ominus b(o, r)$ où \ominus correspond à la soustraction de Minkowski¹ et $b(o, r)$ est la notation usuelle pour un disque ou une sphère de rayon r et centré(e) en o . La nouvelle fenêtre d'observation représente donc le sous-ensemble de W composé des points situés à une distance de la bordure (notée ∂W) supérieure à r . Lors de l'estimation des statistiques descriptives telles que $F(r)$, $G(r)$ et $J(r)$, l'attention est donc restreinte à ces seuls points de référence se trouvant à plus de r unités de la bordure de la fenêtre d'observation, correspondant aux points $x \in X$ pour lesquels les distances jusqu'à r sont correctement observées.

Définition 2.1.13. Soit X un processus ponctuel stationnaire dans \mathbb{R}^d d'intensité λ et échantillonné dans la fenêtre W .

Soient :

- $s(x) = \rho(x, X \setminus \{x\}) = \inf\{\|x - y\| : y \in X \setminus \{x\}\}$, la plus petite distance euclidienne entre x et son plus proche voisin dans $X \setminus \{x\}$,
- $c(x) = \rho(x, \partial W)$ la plus petite distance euclidienne entre x et le bord de W ,
- $W_{\ominus r}$ la fenêtre érodée par une boule de rayon r (ou fenêtre restreinte),

1. La définition mathématique de la soustraction de Minkowski est disponible en Annexe B.5.

- $\hat{\lambda}_b(r) = \frac{X(W_{\ominus r})}{\nu(W_{\ominus r})}$ l'estimateur naturel de l'intensité dans la fenêtre restreinte avec $X(W_{\ominus r})$ le nombre de points de X contenus dans la fenêtre érodée.

L'estimateur obtenu par la méthode de bordure pour la G -fonction est défini par l'équation (2.16) [90].

$$\hat{G}(r) = \frac{1}{\hat{\lambda}_b(r)} \cdot \frac{\sum_x \mathbf{1}_{W_{\ominus r}} \mathbf{1}(s(x) \leq r)}{\nu(W_{\ominus r})} = \frac{\sum_x \mathbf{1}(c(x) > r) \mathbf{1}(s(x) \leq r)}{\sum_x \mathbf{1}(c(x) > r)}, \quad \text{pour } r \geq 0 \quad (2.16)$$

$\hat{G}(r)$ est un estimateur dit « *ratio-unbiased* » de $G(r)$; il s'agit d'un ratio de deux estimateurs sans biais [90].

Définition 2.1.14. Soit X un processus ponctuel stationnaire observé dans W .

Soient :

- $I \in W$ une grille régulière de points choisis indépendamment de X et $w \in I$,
- $\rho(w, X)$ la plus petite distance euclidienne entre w et X ,
- $\rho(w, \partial W)$ la plus petite distance euclidienne entre w et la bordure de la fenêtre (∂W),
- $b(w, r)$ une boule de centre w et de rayon r .

L'estimateur sans biais $\hat{F}(r)$ obtenu par la méthode de bordure pour $F(r)$ est défini par l'équation (2.17) [86].

$$\hat{F}(r) = \frac{\sum_w \mathbf{1}(\rho(w, X) \leq r) \mathbf{1}(\rho(w, \partial W) > r)}{\sum_w \mathbf{1}(\rho(w, \partial W) > r)}, \quad \text{pour } r \geq 0 \quad (2.17)$$

La J -fonction est estimée en remplaçant les fonctions $G(r)$ et $F(r)$ par leurs estimateurs dans l'équation (2.15).

L'estimateur de $J(r)$, noté $\hat{J}(r)$ est alors défini par l'équation (2.18).

$$\hat{J}(r) = \frac{1 - \hat{G}(r)}{1 - \hat{F}(r)} \quad (2.18)$$

Comparaison avec un outil de référence

Lorsque l'étape consacrée à l'estimation des statistiques descriptives est achevée, il convient de comparer les résultats obtenus avec ceux d'un processus ponctuel connu. Le processus de Poisson représente l'outil de référence idéal puisque non seulement les seules déviations vis-à-vis de ce processus permettent de caractériser la distribution des objets par rapport à une répartition aléatoire, mais en plus il existe une expression analytique de $G(r)$, $F(r)$ et $J(r)$ pour le processus de Poisson que nous appelons respectivement $G_{Poisson}(r)$, $F_{Poisson}(r)$ et $J_{Poisson}(r)$.

Soit $b_d r^d$ le volume de la boule de rayon r dans laquelle l'estimation est réalisée ; cela ne correspond pas à la fenêtre d'observation W mais bien au volume évolutif au sein duquel la détermination des fonctions est effectuée. Les expressions analytiques des fonctions $G(r)$, $F(r)$ et $J(r)$ pour le processus de Poisson sont définies par les équations (2.19), (2.22) et (2.23) respectivement [85, 87].

$$G_{Poisson}(r) = 1 - \exp(-\lambda b_d r^d) \quad (2.19)$$

$$G_{Poisson}(r) = 1 - \exp(-\lambda \pi r^2) \quad (\text{en 2D}) \quad (2.20)$$

$$G_{Poisson}(r) = 1 - \exp(-\lambda \frac{4}{3} \pi r^3) \quad (\text{en 3D}) \quad (2.21)$$

$$F_{Poisson}(r) = G_{Poisson}(r) = 1 - \exp(-\lambda b_d r^d) \quad (2.22)$$

$$J_{Poisson}(r) = \frac{1 - G_{Poisson}(r)}{1 - G_{Poisson}(r)} = 1 \quad (2.23)$$

La comparaison entre la fonction $G(r)$ du processus ponctuel étudié et celle obtenue par un processus de Poisson homogène de même intensité permet de mettre en valeur certaines informations sur la répartition des points au sein de la fenêtre d'observation W ; donc plus généralement sur la distribution des débris spatiaux dans l'espace. Trois cas sont distingués pour chacune des statistiques descriptives présentées :

* La G -fonction

- ⊕ $G(r) < G_{Poisson}(r)$: la probabilité de trouver le plus proche voisin à une distance inférieure à r du point typique de X est moins importante que pour le processus de Poisson ; les points du processus ponctuel X ont tendance à être éloignés les uns des autres sans que leur dispersion soit aléatoire. Ce type de processus ponctuel est qualifié de régulier,
- ⊕ $G(r) > G_{Poisson}(r)$: la probabilité calculée est plus importante ; les points de X possèdent davantage de voisins proches suggérant la présence d'agrégats (processus agrégé),
- ⊕ $G(r) \approx G_{Poisson}(r)$: la probabilité $G(r)$ est comprise dans l'intervalle de confiance calculé pour $G_{Poisson}(r)$; dans ce cas, il n'y a pas de contre-indication à regarder le processus ponctuel étudié comme un processus de Poisson pour lequel la distribution des points est considérée comme complètement aléatoire.

* La fonction $F(r)$

- ⊕ $F(r) < F_{Poisson}(r)$: la probabilité que le plus proche voisin du point arbitraire w soit situé à une distance inférieure à r est moins importante que pour le processus de Poisson ; l'échantillon testé présente alors davantage d'espaces vides. Cela suggère que les points présentent une tendance à s'attirer entre eux et à former des agrégats,
- ⊕ $F(r) > F_{Poisson}(r)$: la probabilité calculée est plus importante signifiant que peu d'espaces vides sont détectés mais le processus n'est pas complètement aléatoire. Nous nous trouvons alors dans le cas d'un processus régulier,
- ⊕ $F(r) \approx F_{Poisson}(r)$: de manière analogue à la G -fonction, il n'y a pas de contre-indication à regarder le processus ponctuel étudié comme un processus de Poisson pour lequel la distribution des points est considérée comme complètement aléatoire.

* La J -fonction

- ⊕ $J(r) > 1$: le processus ponctuel étudié tend à la régularité,
- ⊕ $J(r) < 1$: le processus ponctuel considéré présente une tendance à l'agrégation, à la formation de « clusters » de particules,
- ⊕ $J(r) \approx 1$: il n'y a pas de contre-indication à considérer le processus ponctuel étudié comme un processus de Poisson.

Les estimations des statistiques descriptives effectuées dans le cadre de l'analyse exploratoire sont réalisées dans le but de déterminer certaines caractéristiques de la configuration de points étudiée. Néanmoins, dans le contexte de cette thèse dont la problématique est relative à la distribution de la population de débris spatiaux, la G -fonction est la plus intéressante à exploiter. En effet, elle représente la probabilité qu'un objet soit situé à une distance inférieure à r du débris associé au point x (sous réserve qu'un tel débris existe dans la fenêtre

d'observation W définie). Elle donne donc une indication sur la probabilité, pour une cible, de rencontrer un débris dans un certain périmètre et pourrait permettre - associée au volume d'étude ou aux directions des vecteurs vitesse des objets concernés - la détermination de la densité spatiale relative à la zone de l'espace étudiée ou encore de la probabilité de collision pour un système évoluant dans l'environnement visé.

Les applications de ce chapitre, concernant la population de débris spatiaux dans sa globalité, mettent en œuvre les trois statistiques précédentes, utilisées en complément d'outils de référence décrits dans la section suivante. Cependant, dans la suite de ce manuscrit, et plus particulièrement dans le chapitre 4 où l'étude d'un événement spécifique est effectuée, nous avons choisi de nous concentrer sur les effets d'une modification de la dynamique sur l'estimation de cette fonction $G(r)$.

2.2 Les outils statistiques de référence

Au-delà de l'étendue (*range*), de la moyenne (\bar{x}), de l'écart-type (σ) ou de la variance (σ^2), d'autres outils statistiques sont usuellement utilisés dans le cadre d'une première description d'une série de donnée, notamment concernant sa dispersion. Les indicateurs statistiques suivants sont ainsi présentés : l'intervalle inter-quartile (*IQR*), le coefficient de variation (*CV*), la déviation absolue par rapport à la médiane (*MAD*) et l'écart moyen (\bar{e}). Ces indicateurs numériques sont généralement accompagnés d'outils graphiques, tels que les boîtes à moustaches ou les histogrammes, qui sont appliqués à différents types de populations de débris dans les sections suivantes et dont la construction est exposée ici. La loi de distribution continue associée à une série de données est d'ailleurs estimée à partir de sa distribution discrète (son histogramme) qui fournit des informations sur le nombre d'objets contenus dans un certain intervalle de valeurs.

2.2.1 Indicateurs statistiques de la dispersion d'une série de données

Intervalle inter-quartiles

Sachant que le premier quartile q_1 correspond à la plus petite donnée telle qu'au moins 25% de l'ensemble des valeurs lui soient inférieures ou égales et que le troisième quartile q_3 représente la plus petite valeur telle qu'au moins 75% des effectifs soient inférieurs ou égaux à q_3 , l'intervalle inter-quartile, que nous noterons *IQR*, correspond à la différence entre q_3 et q_1 ². L'*IQR* peut également être déterminé graphiquement à partir de la boîte à moustache associée à la série de données testée. Il s'agit d'un indicateur plus robuste que l'étendue précédemment décrite car celle-ci est sensible aux valeurs extrêmes de la distribution. En comparaison, l'intervalle inter-quartile détermine « l'étendue » d'une série statistique en excluant 25% des valeurs les plus petites et 25% des valeurs les plus importantes.

$$IQR = q_3 - q_1 \tag{2.24}$$

Coefficient de variation

Le coefficient de variation, noté *CV* est une mesure de dispersion relative, définie comme le rapport entre l'écart-type d'une série de données et sa moyenne. Souvent exprimé en pourcentage, cet indicateur sans dimension est régulièrement préféré à l'écart-type pour comparer la dispersion de deux quantités possédant des unités de mesure différentes. En revanche, il n'a de sens que si la moyenne \bar{x} est strictement supérieure à 0.

$$CV = \frac{\sigma}{\bar{x}} \times 100\% \tag{2.25}$$

Déviation absolue par rapport à la médiane

Mesurant la variabilité d'une série de données, la déviation absolue par rapport à la médiane (*median absolute deviation* ou *MAD* en anglais) est considérée comme plus robuste que l'écart-type car une importance moindre est donnée aux valeurs extrêmes ou aberrantes. Elle est déterminée par le biais de l'équation (2.26) où μ_1 correspond à la médiane de la distribution de données.

2. Les premier et troisième quartiles sont déterminés de la manière suivante, après avoir trié en ordre croissant la série de données composée de n valeurs : pour q_1 , déterminer $\frac{n}{4}$; pour q_3 calculer $\frac{3 \times n}{4}$. Les résultats de ces deux opérations donnent les positions des valeurs correspondant aux premier et troisième quartiles dans la distribution respectivement.

$$MAD = \text{median}(|x_i - \mu_1|) \quad (2.26)$$

Il est possible d'utiliser la déviation absolue par rapport à la médiane comme estimateur de l'écart-type en la multipliant par un facteur d'échelle. La seule condition est de connaître a priori la loi statistique associée à la distribution. Par exemple, s'il s'agit d'une loi normale, le facteur d'échelle noté k sera approximativement égal à 1.4826 et donc $\hat{\sigma} = k \times MAD = 1.4826 \times MAD$.

Écart moyen

Cet indicateur correspond à la moyenne de la valeur absolue des écarts à la moyenne ; nous le noterons \bar{e} . La valeur absolue des écarts est utilisée car, d'après la définition de la moyenne arithmétique, la moyenne des écarts à la moyenne est nulle, les valeurs négatives étant exactement compensées par les valeurs positives.

$$\bar{e} = \frac{1}{n} \sum_i (|x_i - \bar{x}|) \quad (2.27)$$

Outil graphique : la boîte à moustaches

Introduite en 1977 par J.W. Tukey, la boîte à moustaches ou *box & whiskers plot* (abrégé *boxplot*) représente les principales caractéristiques de la série de données testée [92].

La boîte en elle-même regroupe trois données : les premier, deuxième et troisième quartiles, respectivement q_1 , q_2 et q_3 , sachant que q_2 correspond aussi à la médiane de la distribution. Le premier quartile est représenté par la limite gauche de la boîte tandis que le troisième est obtenu par lecture de la limite droite de la boîte. La médiane, ou deuxième quartile, est quant à elle symbolisée par la droite verticale à l'intérieur de la boîte. La largeur de la boîte correspond également à un indice de dispersion puisqu'elle correspond à l'écart inter-quartile $q_3 - q_1$.

Concernant les moustaches, celles-ci s'étendent jusqu'à deux « bornes », une minimale et une maximale. La borne à gauche, ou borne inférieure, correspond à la valeur $b_{inf} = q_1 - 1.5(q_3 - q_1)$ s'il existe des données inférieures à b_{inf} , tandis que la borne supérieure (à droite) est égale à $b_{sup} = q_1 + 1.5(q_3 - q_1)$ si des valeurs s'étendent au-delà de b_{sup} . Si aucune des valeurs de la série n'est inférieure à b_{inf} alors celle-ci correspond à la valeur minimale de la distribution et, de la même manière, si aucune des valeurs n'est supérieure à b_{sup} alors celle-ci est égale à la valeur maximale de la distribution. Les données situées au-delà des moustaches ainsi bornées (si elles existent) sont généralement symbolisées par des cercles et correspondent à des valeurs pouvant être considérées comme suspectes ou aberrantes mais pas nécessairement.

Le coefficient 1.5 utilisé par Tukey pour la définition des limites des moustaches b_{inf} et b_{sup} correspond à un compromis sur la retenue du nombre de points atypiques (compromis entre trop et trop peu). En effet, pour une distribution suivant la loi normale, la zone formée par la partie centrale et les moustaches devrait contenir 99.3% des observations, correspondant à 0.7% de valeurs aberrantes. Lorsque le coefficient est posé égal à 1 ou à 2, on obtient respectivement 95.7% et 99.9%. Tukey a donc choisi de le poser égal à 1.5 pour se situer entre ces deux valeurs.

Notons également qu'au-delà de la dispersion de la distribution, la boîte à moustaches fournit également des éléments sur sa forme. En effet, la position de la médiane dans la boîte est un indicateur de symétrie, l'allure des queues de distribution peut être appréhendée grâce aux moustaches et il est également possible de déterminer si la partie centrale est plutôt concentrée ou étalée par rapport au reste de la distribution.

2.2.2 Distribution discrète des données : les histogrammes

La représentation graphique par histogrammes est généralement utilisée pour visualiser la distribution discrète d'une série de données. Il s'agit d'un graphique à barres verticales accolées, chaque barre étant obtenue grâce à un découpage en classes des observations d'une variable continue [93]. La hauteur d'une barre est proportionnelle à la fréquence de la classe à laquelle elle est associée. L'inconvénient de ce type de représentation est qu'il est très dépendant du nombre de classes utilisé pour le découpage. En effet, le choix d'un nombre trop faible est susceptible de dissimuler des informations sur les différences entre les classes, tandis que celui d'un nombre trop important peut aboutir à des graphiques incohérents car certaines classes de données deviennent

très peu représentatives, la fréquence associée étant trop petite.

Les histogrammes restent donc des approximations plutôt pauvres de la distribution d'une variable, la distribution d'une variable continue étant estimée en utilisant une fonction escalier, une approximation réalisée par le biais d'une fonction de densité est une bonne solution.

2.2.3 Distribution continue des données : l'estimation de densité

La méthode utilisée ici pour estimer la densité, notée d d'un ensemble de données est inspirée de l'estimateur naturel de l'intensité d'un processus ponctuel défini dans sa fenêtre d'observation présenté dans la Section 2.1.6. Le nombre de données - dans notre cas le nombre de débris spatiaux - contenues dans un certain intervalle de valeurs est déterminé puis est normalisé par le volume occupé par la population de d'objets étudiée. Le processus est ainsi répété autant de fois qu'il existe d'intervalles de données. Pour les régimes orbitaux LEO et MEO, le volume d'une sphère creuse est considéré tandis que dans le cas de la région géostationnaire, le volume évalué est celui d'un tore. Nous obtenons alors l'équation suivante :

$$d = \frac{n_{intervalle}}{\nu_{region}} \quad (2.28)$$

où $n_{intervalle}$ représente le nombre de données contenues dans l'intervalle considéré et ν_{region} correspond au volume de la région orbitale étudiée. Les volumes suivants ont été définis :

- $\nu_{LEO} = \frac{4}{3}\pi(a_{maxLEO}^3 - a_{minLEO}^3)$,
- $\nu_{MEO} = \frac{4}{3}\pi(a_{maxMEO}^3 - a_{minMEO}^3)$,
- $\nu_{GEO} = 2\pi^2 \times lr^2 \times BR$
avec $lr = \frac{a_{maxGEO} - a_{minGEO}}{2}$ et $BR = (a_{minGEO} + lr)$.

2.3 Application à la caractérisation de la population d'objets catalogués

La population de débris spatiaux considérée dans cette section correspond aux objets observés, suivis et répertoriés dans le catalogue TLE disponible sur la plateforme Spacetrack [30] au 18/10/18. L'échantillon étudié est composé de 16 635 débris spatiaux toutes régions orbitales confondues. Les indicateurs statistiques de dispersion précédemment présentés sont tout d'abord déterminés pour la population globale, puis un second examen est conduit pour chaque régime orbital.

La Figure 2.1 représente les configurations de points correspondant aux orbites basses (13 000 objets, en haut à gauche), moyennes (2 296 objets, en haut à droite), géostationnaires (1 302 objets, en bas à gauche) ainsi qu'à la population complète (en bas à droite) des débris spatiaux observables autour de la Terre d'après la base de données Spacetrack³.

3. Situés au-delà du régime géostationnaire (demi-grand axe supérieur à 44 368 km), 37 objets ont été retirés des 16 635 initiaux lors du tri par région orbitale et ne sont donc pas représentés sur la Figure 2.1.

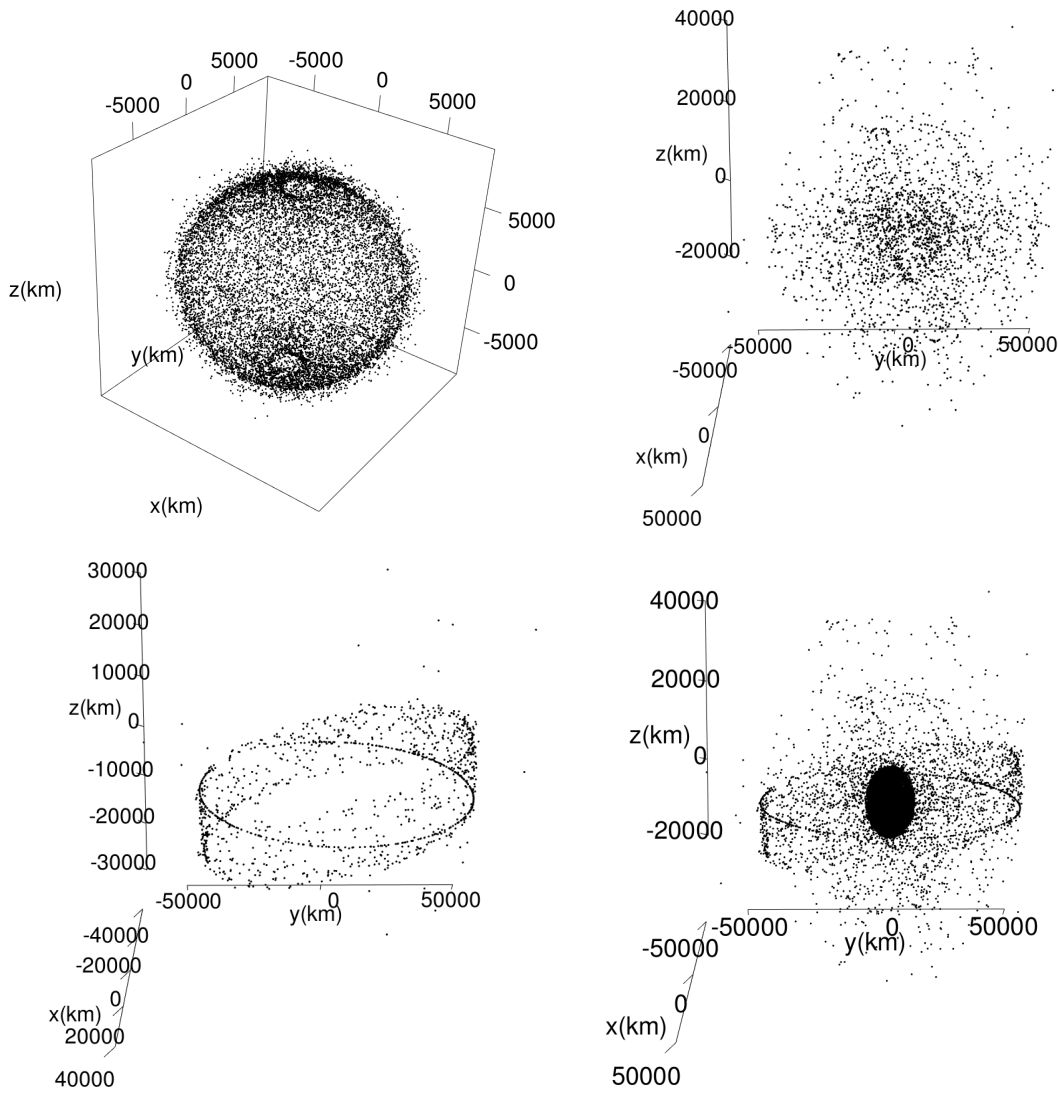


FIGURE 2.1 – Représentation en trois dimensions des coordonnées cartésiennes (x,y,z) des objets en orbite autour de la Terre d’après la base de données TLE SpaceTrack au 18/10/18. La population globale se trouve en bas à droite mais les trois régions orbitales d’intérêt sont également présentées : (i) LEO (en haut à gauche), (ii) MEO (en haut à droite) et, (iii) GEO (en bas à gauche).

Les caractéristiques de dispersion statistique des principaux éléments orbitaux (demi-grand axe a , excentricité e et inclinaison i) de la population globale des débris observés puis celles de chaque régime orbital sont résumées dans la Table 2.1. Cela comprend : l’étendue (*range*), la moyenne (\bar{x}), l’écart-type (σ), la variance (σ^2), l’intervalle inter-quartile (*IQR*), le coefficient de variation (*CV*), la déviation par rapport à la médiane (*MAD*) et l’écart moyen (\bar{e}).

TABLE 2.1 – Indicateurs de dispersion de la distribution des principaux éléments orbitaux des objets composant la population de débris répertoriée dans la base de données TLE au 18/10/18 : a (km) le demi-grand axe, e l’excentricité et i (deg) l’inclinaison. L’étendue $range$, la moyenne \bar{x} , l’écart-type σ , l’intervalle inter-quartiles IQR , la déviation par rapport à la médiane MAD et l’écart moyen \bar{e} sont exprimés dans l’unité de la variable testée tandis que l’unité de la variance σ^2 est celle de la variable testée élevée au carré. Le coefficient de variation CV est quant à lui exprimé en pourcentage.

Population globale (TLE)

	$range$	\bar{x}	σ^2	σ	IQR	CV (%)	MAD	\bar{e}
a (km)	101 885.13	12 144.63	1.148×10^8	10 715.71	772.81	88.23	234.98	7 662.37
e	0.903	0.076	0.037	0.192	0.016	252.9	0.0046	0.12
i (deg)	144.65	73.67	932.89	30.54	33.71	41.46	16.24	23.7

Région LEO (TLE)

	$range$	\bar{x}	σ^2	σ	IQR	CV (%)	MAD	\bar{e}
a (km)	1 758.83	7 289.63	88 402.34	297.33	273.87	4.08	135.13	225.49
e	0.217	0.011	3.45×10^{-4}	0.019	0.011	158.6	0.0038	0.011
i (deg)	142.7	86.31	260.12	16.13	24.85	18.69	5.73	13.21

Région MEO (TLE)

	$range$	\bar{x}	σ^2	σ	IQR	CV (%)	MAD	\bar{e}
a (km)	31 991.5	21 724.23	4.36×10^7	6 606.39	10 128.57	30.41	3 275.39	5 480.29
e	0.826	0.47	0.076	0.28	0.48	58.54	0.13	0.24
i (deg)	125.05	39.89	718.07	26.8	47.7	67.18	20.63	24.19

Région GEO (TLE)

	$range$	\bar{x}	σ^2	σ	IQR	CV (%)	MAD	\bar{e}
a (km)	3 961.49	42 298.77	159 222.5	399.03	285.25	0.94	32.29	256.96
e	0.835	0.0075	0.0031	0.055	0.0016	732.9	4.21×10^{-4}	0.012
i (deg)	58.44	8.15	59.23	7.7	13.9	94.44	6.54	6.17

La grande variété de demi-grands axes, d’excentricités et d’inclinaisons au sein de la population globale de débris observés se traduit par des valeurs importantes obtenues pour les étendues des séries de données ainsi que pour les coefficients de variation. La valeur moyenne des écarts illustre également l’importance de la gamme des demi-grands axes des objets en orbite autour de la Terre. Les indicateurs IQR et MAD relativement faibles en comparaison des étendues des données, dans le cas des demi-grands axes et des excentricités, montrent que la plupart des débris spatiaux observables (et observés) sont situés sur des orbites circulaires au sein de la région LEO. Les difficultés d’observation, augmentant avec l’altitude des populations de débris visées, expliquent en partie ces résultats, car le catalogue TLE ne comprend pas la totalité des objets orbitant à des altitudes plus élevées que celles associées au régime LEO. Malgré cette remarque, la région des orbites basses reste bel et bien la plus encombrée des trois considérées dans cette étude. Ces analyses peuvent se retrouver de manière graphique grâce à l’utilisation des boîtes à moustaches présentées en Figure 2.2 pour les demi-grands axes (à gauche) et les excentricités (à droite).

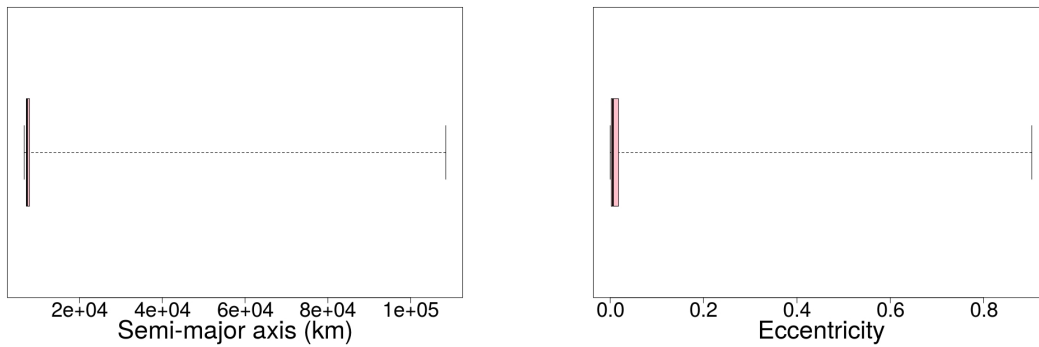


FIGURE 2.2 – Boîtes à moustaches des distributions relatives aux demi-grands axes (à gauche) et excentricités (à droite) de la population globale de débris spatiaux, évoquant le caractère concentré des répartitions des séries de données.

Les indicateurs statistiques traduisent les principales caractéristiques de la région LEO, notamment le fait que la plupart des orbites sont circulaires ou quasi-circulaire, avec une variabilité très faible de l'excentricité - dont la moyenne est proche de 0 - représentée par la *MAD*. Cependant, le coefficient de variation reste élevé pour ce paramètre orbital en atteignant les 158.6% puisque la valeur maximale s'élève à 0.217, nettement supérieure à la valeur moyenne. Les objets dont l'excentricité est plus élevée peuvent correspondre à des débris subissant une diminution du périhélie de l'orbite due au freinage atmosphérique et se trouvent alors en phase de redescente vers la Terre. Leurs demi-grands axes les situent toujours au sein de la région des orbites basses mais leurs excentricités augmentent. D'autre part, la valeur moyenne des inclinaisons de ce régime - proche des 90° malgré une étendue de plus de 140° - illustre l'encombrement des orbites de type polaire puisque la majeure partie des débris sont situés dans cette zone particulière du régime LEO.

Le régime des orbites moyennes étant le plus vaste, pour tous les paramètres orbitaux, les variations de distributions les plus importantes surviennent pour cet ensemble de données. Les valeurs d'*IQR*, de *MAD* et de \bar{e} sont ainsi les plus élevées toutes régions orbitales confondues.

Enfin, tout comme la région LEO, les principales caractéristiques de la région GEO sont visibles par le biais des indicateurs. Cela comprend de faibles valeurs d'inclinaison et d'excentricité moyennes avec peu de variabilité qui se traduisent par des valeurs peu importantes de la *MAD*, de l'*IQR* et de \bar{e} . Néanmoins, la même observation peut être effectuée concernant le coefficient de variation de l'excentricité qui atteint les 732.9% avec une valeur maximale de plus de 0.8. Ces orbites à très fortes excentricités correspondent à celles d'étages supérieurs de lanceurs, qui se sont désolidarisés du système pour rester sur l'orbite de transfert géostationnaire (GTO). La valeur importante de leur ratio surface sur masse a entraîné une augmentation de leur excentricité au cours du temps. Ces débris apparaissent dans l'ensemble de données GEO car, afin de prendre en compte l'ensemble des objets situés dans la région géostationnaire, la gamme des demi-grands axes considérée lors du tri par régime orbital est volontairement plus étendue. Certains de ces objets « extrêmes » sont d'ailleurs visibles sur la représentation en trois dimensions de l'ensemble de données présentée en Figure 2.1 (en bas, à gauche).

L'analyse de la dispersion des séries de données associées aux demi-grands axes, excentricités et inclinaisons des débris spatiaux observables et observés se poursuit par la construction des histogrammes relatifs à chacun de ces paramètres orbitaux ainsi que par l'estimation, à partir des distributions discrètes, des courbes de densité. La Figure 2.3 présente les histogrammes ainsi que les estimations de la densité de débris spatiaux relatives aux distributions des demi-grands axes a (en haut à gauche), des excentricités e (en haut à droite) et des inclinaisons i (en bas) pour la région LEO.

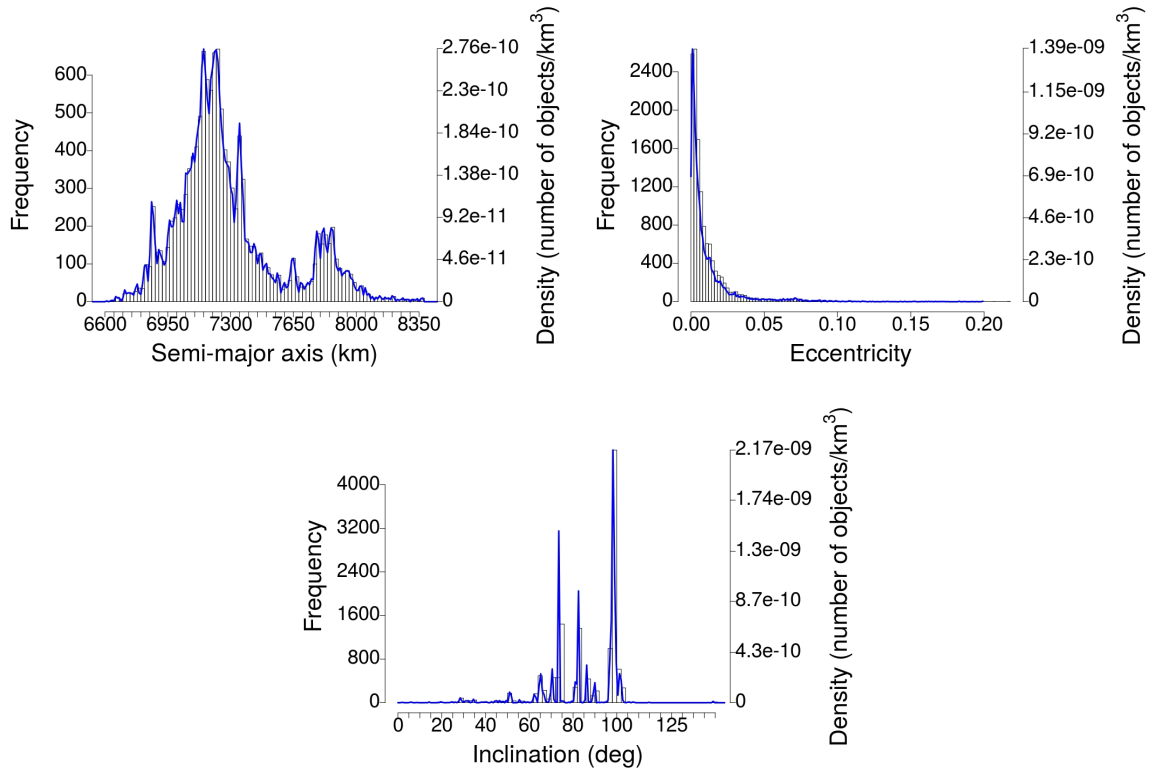


FIGURE 2.3 – Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets observables et observés au sein de la région LEO au 18/10/18.

La distribution en demi-grand axe met en évidence deux bandes au sein desquelles la densité de débris spatiaux est particulièrement élevée : (i) entre 7 000 km et 7 400 km environ, ce qui correspond à des altitudes d'environ 600 km et 1 000 km respectivement, et (ii) entre 7 750 km et 8 000 km, soit environ entre 1 400 km et 1 600 km d'altitude. La caractéristique de circularité de la quasi-totalité des orbites des objets évoluant dans la région LEO est confirmée par la partie gauche de la Figure 2.3, sur laquelle le pic de densité est atteint pour des valeurs comprises entre 0 et environ 0.025. Enfin, les bandes d'inclinaisons privilégiées sont clairement distinguées, sur la partie droite de la même figure, aux environs de 60° (Molniya), 90° (orbites polaires) et 100° (orbites SSO).

Les courbes de densité, et histogrammes associés, relatives aux demi-grands axes, excentricités et inclinaisons des débris spatiaux appartenant à la région MEO se trouvent sur la Figure 2.4.

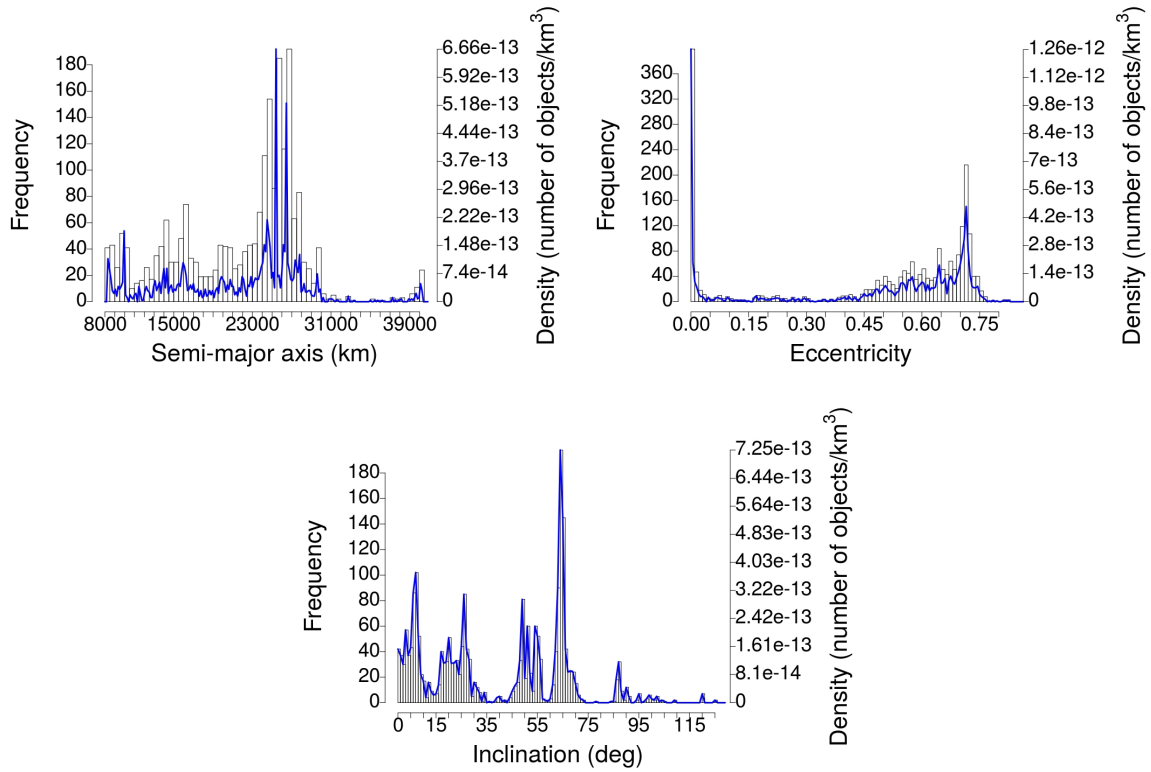


FIGURE 2.4 – Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d’excentricités (en haut à droite) et d’inclinaisons (en bas) relatives à la population d’objets observables et observés au sein de la région MEO au 18/10/18.

Dans le cas du régime des orbites moyennes, la gamme des demi-grands axes est bien plus vaste, et les objets sont davantage répartis au sein de la région, mais une bande d’altitude est néanmoins privilégiée aux alentours de 20 000 km (soit $a \approx 25\,000$ km). Cela correspond aux constellations de satellites de positionnement comme le GPS ou le système Galileo européen. La distribution des excentricités des orbites présente quant à elle des concentrations autour de ses valeurs extrêmes. Les hausses de densité pour ces gammes d’excentricités sont dues d’une part aux satellites de positionnement, dont les orbites sont quasi-circulaires, et d’autre part aux systèmes Molniya qui évoluent sur des orbites dont l’excentricité est comprise entre 0.7 et 0.8 ; ils naviguent ainsi entre les régions LEO et MEO. Enfin, les inclinaisons des objets en MEO sont majoritairement réparties entre 0° et environ 70° , bien que l’étendue des données soit plus importante, avec un pic de densité visible aux alentours de 60° correspondant à la constellation de satellites Molniya.

L’étude des distributions des principaux éléments orbitaux des objets évoluant autour de la Terre se termine par l’analyse des résultats obtenus pour la région géostationnaire, exposés sur la Figure 2.5.

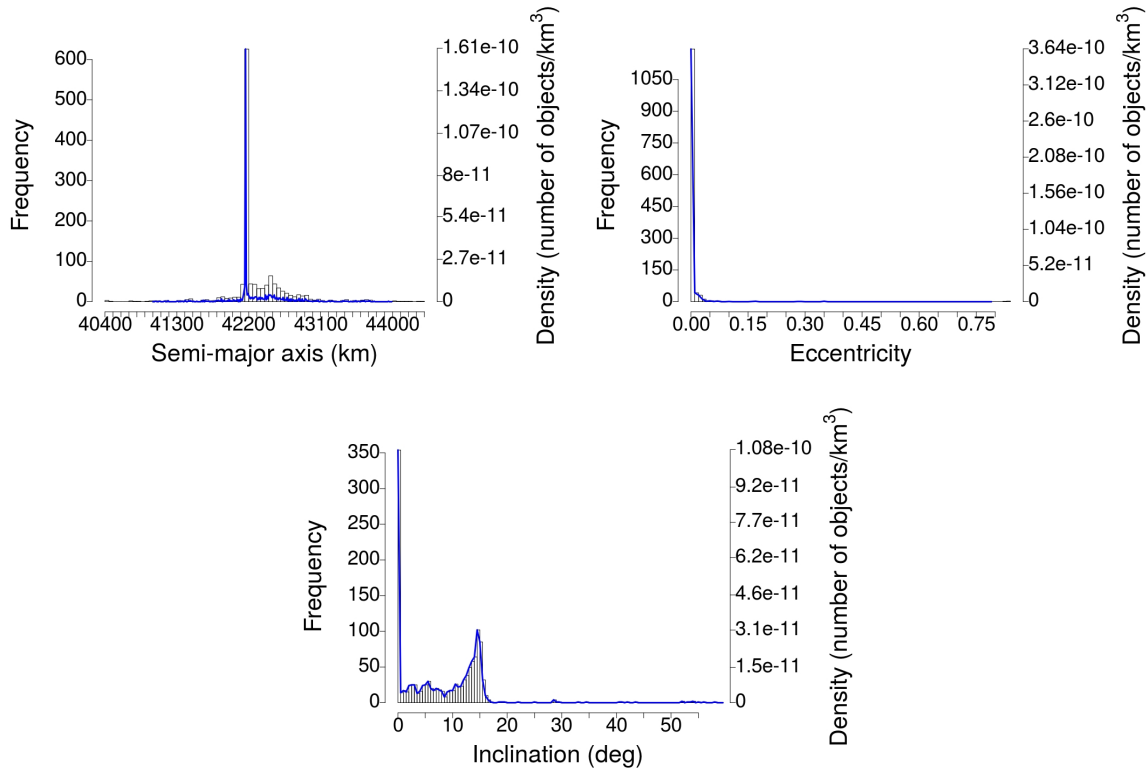


FIGURE 2.5 – Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets observables et observés au sein de la région GEO au 18/10/18.

Les inclinaisons des orbites géostationnaires varient entre $\pm 15^\circ$ par rapport au plan de l'équateur avec, néanmoins, une prédisposition pour des valeurs nulles ; cette caractéristique est clairement représentée par l'histogramme et la courbe de densité associés à la série de données relative à ce paramètre orbital pour la région GEO (Figure 2.5, en bas). Les deux autres particularités de cette région, précédemment mises en évidence par les indicateurs statistiques - à savoir une orbite circulaire située à environ 36 000 km d'altitude -, se retrouvent sur les distributions discrètes et continues des demi-grands axes et des excentricités relatives au régime géostationnaire. En effet, la quasi-totalité des objets présentent une excentricité proche de 0 et un demi-grand axe légèrement supérieur à 42 000 km ce qui correspond à environ 36 000 km d'altitude.

L'étude des distributions statistiques a permis de mettre en évidence les principales caractéristiques des différents régimes orbitaux au sein desquels évoluent les débris spatiaux. La répartition spatiale des objets observables est maintenant analysée, de manière indépendante pour chaque région orbitale, par le biais de l'estimation des statistiques descriptives (fonctions $F(r)$, $G(r)$ et $J(r)$).

Au préalable, la fenêtre d'observation dans laquelle s'inscrit la configuration de points sélectionnée doit être définie. Le choix d'étudier indépendamment les régions LEO, MEO et GEO provient de la volonté d'une part d'éviter la création d'espaces vides au sein de la fenêtre W , et d'autre part de caractériser spatialement chaque zone d'intérêt de l'espace dans le cadre des activités humaines en orbite. Nous appellerons ainsi W_{LEO} , W_{MEO} et W_{GEO} les fenêtres d'observation associées aux régimes indiqués en indice. Étant donné le caractère sphérique des répartitions, tous les W sont définis en coordonnées sphériques pour prendre en compte ce paramètre mais aussi dans le but de prévenir la création de zones vides, en approximant la forme des fenêtres par des cubes, ce qui fausserait l'estimation des statistiques descriptives. Par conséquent, W_{LEO} et W_{MEO} correspondent à des sphères creuses, ou coques, dont les rayons minimaux et maximaux sont déterminés à partir des coordonnées sphériques radiales minimales et maximales des débris spatiaux appartenant à chaque région. Dans le cas de la région GEO, W_{GEO} est définie comme un tore, borné de la même manière que W_{LEO} et W_{MEO} , c'est-à-dire en fonction de la coordonnée sphérique radiale des objets inclus dans la configuration de points.

L'estimation des caractéristiques descriptives pour la région LEO se trouve en Figure 2.6, avec les résultats relatifs à $F(r)$ en haut à gauche, à $G(r)$ en haut à droite et à $J(r)$ en bas. Dans les trois cas, la courbe rouge représente l'estimation de la fonction testée, tandis que la courbe bleue correspond à l'expression de la statistique pour un processus ponctuel de Poisson qui est considéré comme la référence d'une répartition spatiale

des points complètement aléatoire. Les estimations étant réalisées à un instant t fixé, l'axe des abscisses ne matérialise pas le temps mais plutôt le rayon r de la boule dans laquelle sont effectuées les approximations. En effet, rappelons que les statistiques descriptives permettent d'étudier l'environnement, d'abord proche puis de plus en plus éloigné, d'un point du processus ponctuel (dans le cas de $G(r)$) ou d'un point arbitraire appartenant à la fenêtre d'observation mais pas forcément au processus testé (pour $F(r)$).

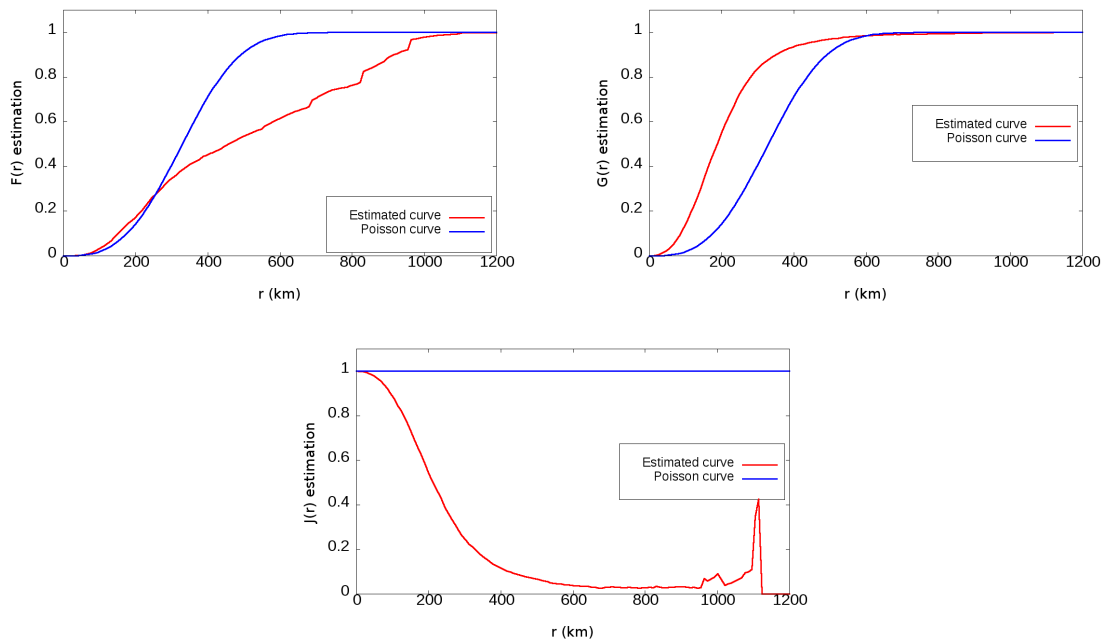


FIGURE 2.6 – Estimation des statistiques descriptives pour la population d'objets observables d'après la base de données TLE au 18/10/18 au sein du régime des orbites basses : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées : la courbe relative aux données (rouge) et la courbe de référence correspondant aux résultats obtenus pour un processus ponctuel de Poisson, caractéristique d'une répartition aléatoire des points (bleu).

Une tendance à l'agrégation des points appartenant au processus ponctuel représentant la région des orbites basses est suggérée par l'ensemble des fonctions estimées. En effet, la statistique $F(r)$ montre qu'un processus de Poisson de même intensité présente moins d'espaces vides et la probabilité de rencontrer un voisin dans un rayon r autour d'un point - donnée par $G(r)$ - est moins importante dans le cas d'un processus aléatoire. Ces observations peuvent être reliées à l'analyse préliminaire des distributions des éléments orbitaux, et notamment celle des demi-grands axes, qui ont mis en évidence l'existence de bandes d'altitudes privilégiées et donc, a contrario, de zones fortement moins densément peuplées pouvant être assimilées à des espaces vides dans le cadre de l'analyse spatiale conduite ici.

Des remarques similaires peuvent être formulées concernant les résultats des estimations réalisées pour les régimes orbitaux MEO et GEO, se trouvant en Figures 2.7 et 2.8 respectivement. Il est néanmoins important de noter que pour les trois ensembles de données, et malgré le soin porté à ce point précis, la définition de la fenêtre d'observation peut induire une altération des résultats relatifs à l'estimation des fonctions $F(r)$ et $G(r)$ et par conséquent $J(r)$. Ceci est particulièrement remarquable dans le cas de la région géostationnaire pour laquelle certains points extrêmes ont été mis en évidence au cours de l'analyse statistique préliminaire.

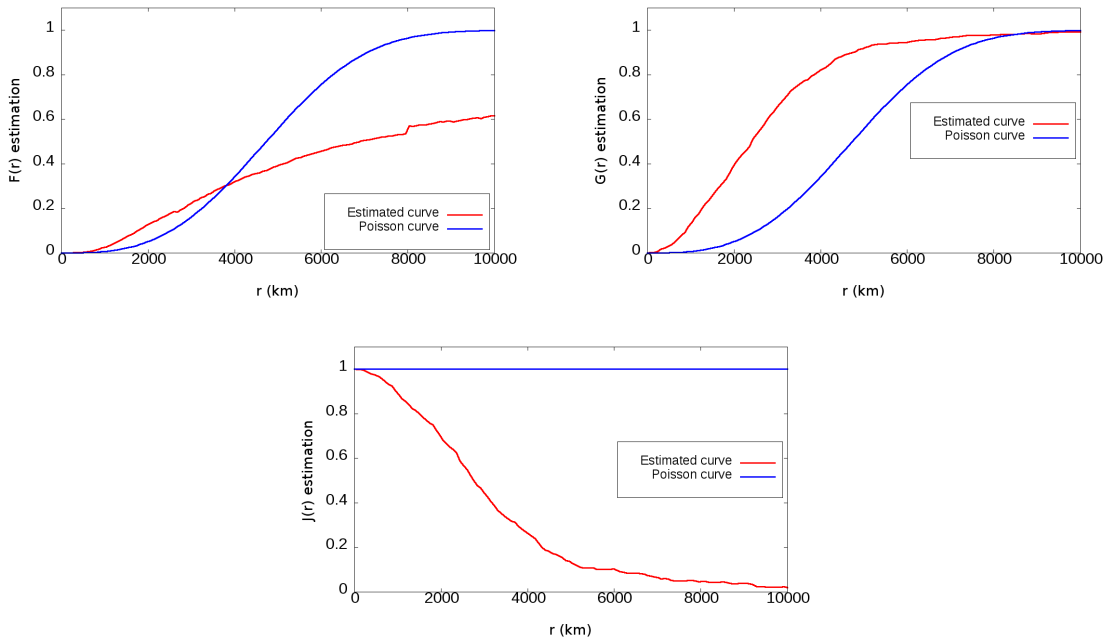


FIGURE 2.7 – Estimation des statistiques descriptives pour la population d’objets observables d’après la base de données TLE au 18/10/18 au sein du régime des orbites moyennes : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées : la courbe relative aux données (rouge) et la courbe de référence correspondant aux résultats obtenus pour un processus ponctuel de Poisson, caractéristique d’une répartition aléatoire des points (bleu).

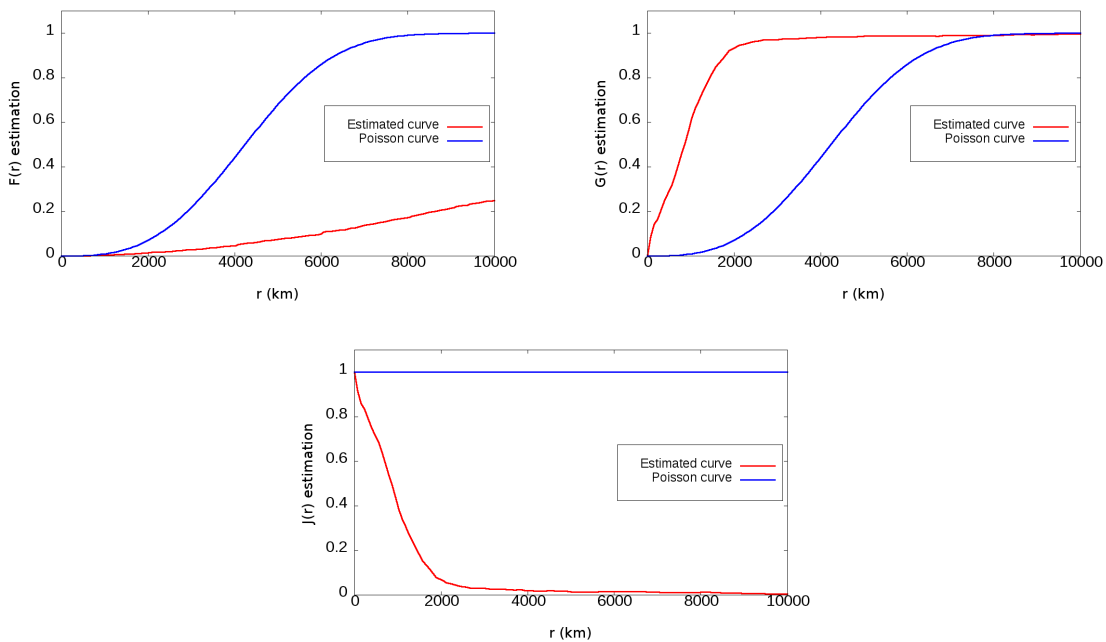


FIGURE 2.8 – Estimation des statistiques descriptives pour la population d’objets observables d’après la base de données TLE au 18/10/18 au sein de la région géostationnaire : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées : la courbe relative aux données (rouge) et la courbe de référence correspondant aux résultats obtenus pour un processus ponctuel de Poisson, caractéristique d’une répartition aléatoire des points (bleu).

Les distributions des demi-grands axes, excentricités et inclinaisons des objets répertoriés dans la base de données TLE au 18/10/18 évoluant dans les régions LEO, MEO et GEO ont été analysées tant de manière statistique que spatiale en utilisant à la fois des indicateurs statistiques et des caractéristiques descriptives. Chacun des régimes présente des zones de densité privilégiées pour l’ensemble des paramètres orbitaux étudiés, illustrant ainsi leurs principaux attributs. En terme de répartition spatiale des débris, les observations relevées par le biais des indicateurs se traduisent par la détection d’une tendance à l’agrégation des débris au sein de

chaque région, de manière indépendante.

L'objectif de la section suivante est d'effectuer le même type d'analyse sur une population de débris simulée, comprenant des objets non-observables, afin de caractériser les potentielles différences de répartition entre les deux types de populations d'objets : observables (diamètre supérieur à 10 cm) et non-observables (diamètre inférieur à 10 cm).

2.4 Populations d'objets observables et non-observables : quelles différences en terme de répartition statistique et spatiale ?

Les données utilisées dans le cadre de la comparaison des distributions statistiques des objets observables et non-observables nous ont été fournies par le CNES. Elles sont issues de la réalisation d'une simulation par le logiciel MEDEE de l'évolution de la population d'objets, dont le diamètre est supérieur ou égal à 1 cm, évoluant au sein des régions LEO et MEO entre 2014 et 2040. Dans l'optique d'analyser l'ensemble des débris à une date comparable à celle des données TLE, le fichier relatif au 31/12/18 a été sélectionné. Il contient les éléments orbitaux de 101 340 objets, différenciés par la suite en quatre sous-ensembles selon leur type (diamètre supérieur ou non à 10 cm, soit observable ou non-observable) et leur régime orbital (LEO/MEO). Lors de différenciation des données, six objets de type observable sont considérés comme appartenant à la région GEO (entre 34 000 km et 38 000 km d'altitude). Néanmoins, étant donné qu'aucune information n'est disponible quant à la population de petits débris au sein de ce régime (la simulation ayant été réalisée principalement dans le but de caractériser la région des orbites basses) et que seul un faible nombre d'objets font partie de cet ensemble, la région géostationnaire n'est pas considérée dans cette étude. La région des orbites basses (altitude inférieure à 2 000 km) est ainsi composée de 86 641 objets parmi lesquels 16 730 sont observables et 69 911 ne le sont pas (Figure 2.10, en bas à gauche et en haut à gauche respectivement), tandis que la région MEO (altitude comprise entre 2 000 km et 34 000 km) est constituée de 14 668 débris dont 3 489 présentent un diamètre supérieur à 10 cm et 11 179 un diamètre inférieur à 10 cm (Figure 2.10, en bas à droite et en haut à droite).

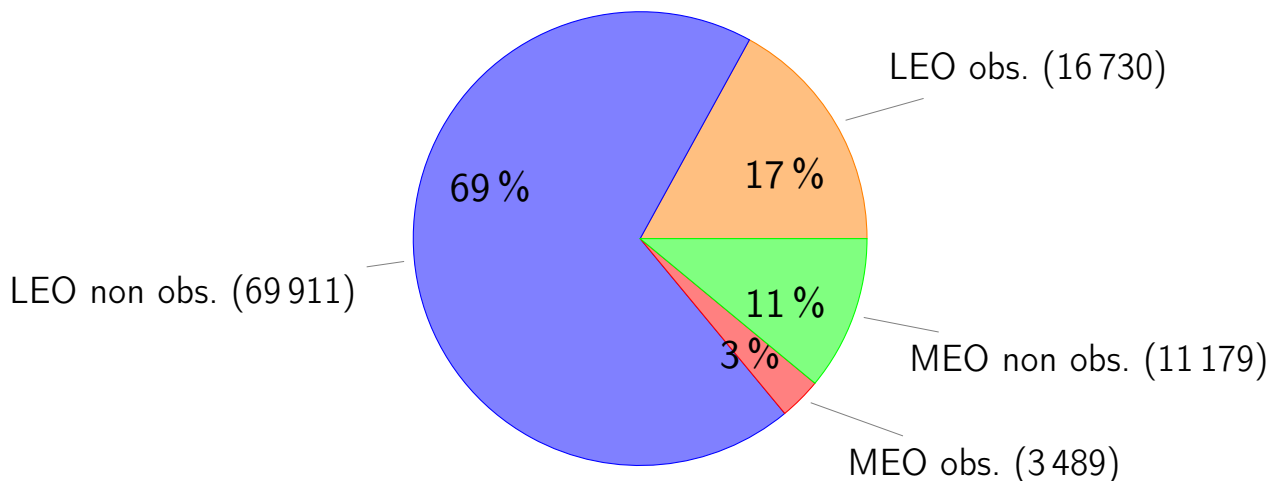


FIGURE 2.9 – Répartition des objets de l'ensemble de données utilisé (obtenu par simulation) en fonction de leur régime orbital (LEO/MEO) et de leur type (observable/non-observable). Le régime géostationnaire n'est pas inclus en raison du peu d'informations disponibles sur les débris appartenant à cette région orbitale. La simulation est en effet réalisée principalement dans le but de caractériser les régions des orbites basses et moyennes pour lesquelles il existe davantage de connaissances notamment concernant la population d'objets dont le diamètre est inférieur à 10 cm.

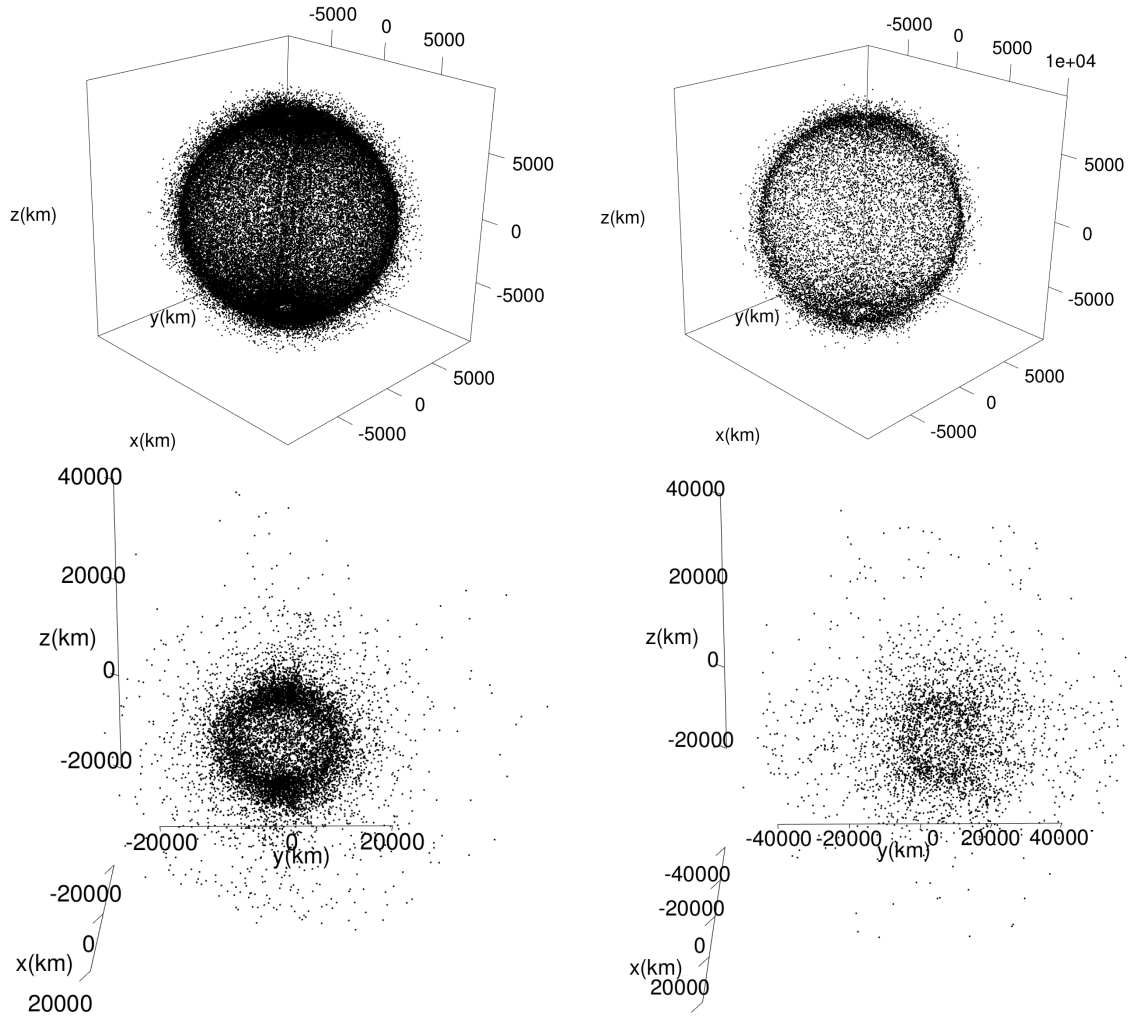


FIGURE 2.10 – Représentation en trois dimensions des coordonnées cartésiennes (x,y,z) des objets faisant partie des différents sous-ensembles étudiés : (i) « LEO/non-observable » (en haut à gauche), (ii) « LEO/observable » (en haut à droite), (iii) « MEO/non-observable » (en bas à gauche) et, (iv) « MEO/observable » (en bas à droite).

De la même manière que pour l'ensemble de données issues des TLE, les indicateurs statistiques ont été déterminés pour les quatre sous-ensembles décrits. Ainsi, les résultats relatifs à la population d'objets observables et non-observables se trouvent en Tables 2.2 et 2.3 respectivement.

TABLE 2.2 – Indicateurs de dispersion de la distribution des principaux éléments orbitaux des objets composant la population de débris observables simulée par le CNES : a (km) le demi-grand axe, e l'excentricité et i (deg) l'inclinaison. L'étendue *range*, la moyenne \bar{x} , l'écart-type σ , l'intervalle inter-quartiles *IQR*, la déviation par rapport à la médiane *MAD* et l'écart moyen \bar{e} sont exprimés dans l'unité de la variable testée tandis que l'unité de la variance σ^2 est celle de la variable testée élevée au carré. Le coefficient de variation *CV* est quant à lui exprimé en pourcentage.

Région LEO (MEDEE) - Objets observables

	<i>range</i>	\bar{x}	σ^2	σ	<i>IQR</i>	<i>CV</i> (%)	<i>MAD</i>	\bar{e}
a (km)	1 829.44	7 382.2	101 138.7	318.02	402.27	4.3	158.02	256.16
e	0.198	0.017	5.9×10^{-4}	0.024	0.015	139.8	0.006	0.016
i (deg)	142.73	84.69	229.26	15.14	24.76	17.9	15.07	12.26

Région MEO (MEDEE) - Objets observables

	<i>range</i>	\bar{x}	σ^2	σ	<i>IQR</i>	<i>CV</i> (%)	<i>MAD</i>	\bar{e}
a (km)	31 964.7	15 599.1	2.99×10^7	5 470.98	8 294.2	35.1	3 393.96	4 453.32
e	0.81	0.49	0.032	0.179	0.23	36.4	0.13	0.14
i (deg)	120.6	49.66	463.8	21.54	16.98	43.4	12.4	15.44

Pour l'ensemble d'objets dont le diamètre est supérieur à 10 cm évoluant au sein du régime LEO, les résultats obtenus sont très comparables à ceux exposés en Table 2.1, déterminés à partir des données TLE. D'autre part, pour la région MEO, bien que les indicateurs statistiques soient similaires au cas TLE, certaines

différences sont distinguées, en particulier concernant l'intervalle inter-quartile et le coefficient de variation. En effet, dans le cas présent, les coefficients de variation calculés pour les distributions en excentricité et en inclinaison sont moins importants que pour les données TLE (58.5% et 67.2%), suggérant une variabilité plus faible de ces deux paramètres.

L'analyse de la dispersion des objets non-observables en demi-grand axe, excentricité et inclinaison pour la région LEO montre de manière générale une concentration des données plus importante en comparaison de la distribution des débris observables. Cette observation est valable pour les trois paramètres orbitaux mais est particulièrement marquante concernant la série de données relative à l'inclinaison des orbites. Cela se traduit par une étendue moins importante et des valeurs d'*IQR*, de *MAD*, de \bar{e} et de *CV* plus faibles pour les petits débris issus de la simulation. Ces remarques s'appliquent également dans le cas de la région des orbites moyennes, pour les distributions des demi-grands axes et inclinaisons. Quant à la répartition des excentricités, celle-ci présente des caractéristiques similaires au sous-ensemble observable en MEO, mais le coefficient de variation indique une valeur bien plus grande (52.3% au lieu de 36.4% lorsque le diamètre de l'objet est supérieur à 10 cm). Cela suggère un étalement plus important de la série de donnée associée et moins de bandes d'excentricité privilégiées.

TABLE 2.3 – Indicateurs de dispersion de la distribution des principaux éléments orbitaux des objets composant la population de débris non observables simulée par le CNES : *a* (km) le demi-grand axe, *e* l'excentricité et *i* (deg) l'inclinaison. L'étendue *range*, la moyenne \bar{x} , l'écart-type σ , l'intervalle inter-quartiles *IQR*, la déviation par rapport à la médiane *MAD* et l'écart moyen \bar{e} sont exprimés dans l'unité de la variable testée tandis que l'unité de la variance σ^2 est celle de la variable testée élevée au carré. Le coefficient de variation *CV* est quant à lui exprimé en pourcentage.

Région LEO (MEDEE) - Objets non observables

	<i>range</i>	\bar{x}	σ^2	σ	<i>IQR</i>	<i>CV</i> (%)	<i>MAD</i>	\bar{e}
<i>a</i> (km)	1 852.45	7 483.9	78 248.93	279.73	301.49	3.7	131.6	214.9
<i>e</i>	0.19	0.03	9.3×10^{-4}	0.03	0.03	94.3	0.012	0.02
<i>i</i> (deg)	45.99	83.04	2.47	1.57	0.17	1.9	0.08	0.37

Région MEO (MEDEE) - Objets non observables

	<i>range</i>	\bar{x}	σ^2	σ	<i>IQR</i>	<i>CV</i> (%)	<i>MAD</i>	\bar{e}
<i>a</i> (km)	18 215.1	10 420.1	0.74×10^7	2 712.06	2 085.13	26	797.4	1 850.5
<i>e</i>	0.71	0.26	0.019	0.14	0.18	52.3	0.07	0.11
<i>i</i> (deg)	84.18	83.14	4.26	2.06	1.006	2.5	0.5	0.897

De la même manière, l'étude se poursuit par l'analyse des courbes de densité, associées aux histogrammes des distributions des demi-grands axes, excentricités et inclinaisons. Étant donné la forte ressemblance entre les résultats obtenus pour la population d'objets issue des TLE pour la région LEO avec ceux du sous-ensemble « LEO/observable » produit par la simulation, ce dernier ne sera pas présenté ici.

Les Figures 2.11 à 2.13 présentent les résultats relatifs aux sous-ensembles « MEO/observable », « LEO/non-observable » et « MEO/non-observable ».

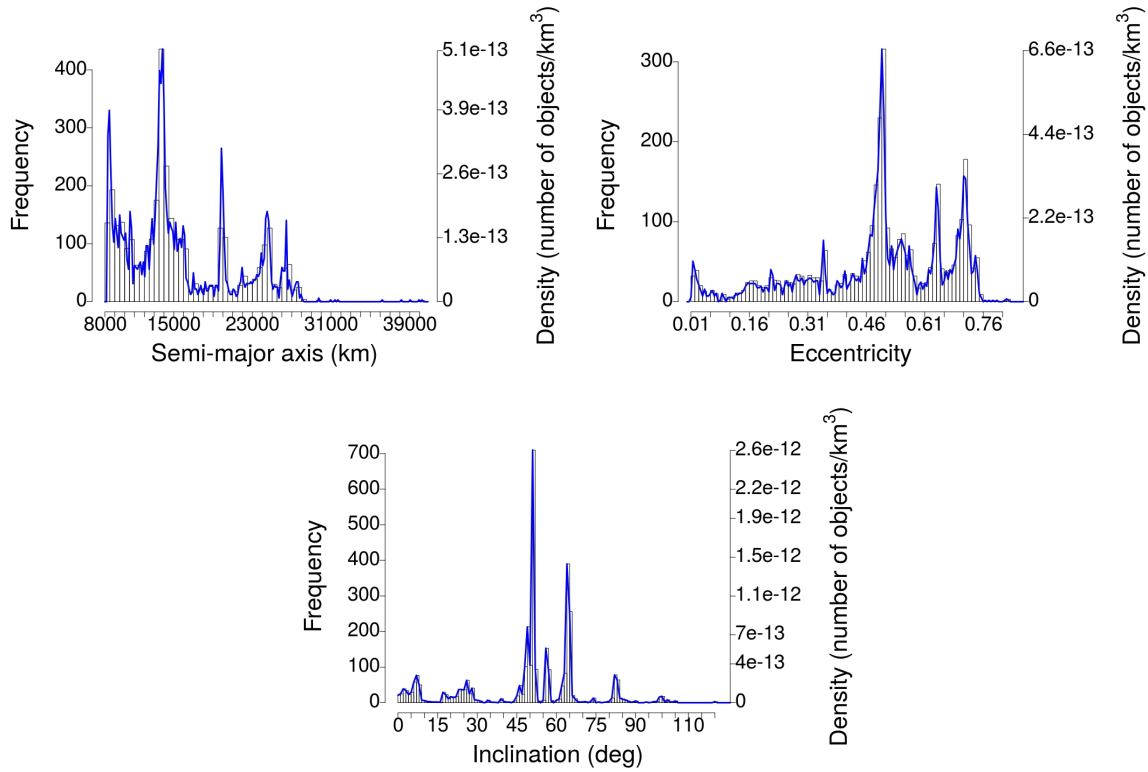


FIGURE 2.11 – Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets observables, issus du fichier de simulation fourni par le CNES, au sein de la région MEO au 31/12/18.

Auparavant suggéré par les indicateurs statistiques, certaines différences sont visibles dans la distribution des données relatives à la région MEO pour les débris observables par rapport à l'ensemble d'objets appartenant à la base TLE. En effet, la série relative aux demi-grands axes présente son plus haut pic de densité aux alentours de 15 000 km au lieu des 25 000 km observés à partir des TLE, bien que la courbe augmente également aux environs de cette valeur. D'une part, étant donné qu'il s'agit d'une simulation initiée pour l'année 2014, il est possible que certains objets de type observable aient été générés de manière aléatoire, entre le début de l'analyse et le 31/12/18 (date du fichier de référence), et donc qu'ils ne soient pas tirés de données issues d'observations. D'autre part, la principale région visée, dans le cadre de la génération des fichiers utilisés, correspondait au régime LEO ; cela explique également la non-concordance des distributions des objets observables entre les deux ensembles pour les orbites moyennes, alors que dans le cas des orbites basses celles-ci sont très similaires.

La répartition de la série de données relative aux excentricités est plus étalée dans le cas de la simulation et aucun pic de densité n'est visible aux extrémités de la distribution, suggérant notamment que la plupart des orbites des objets simulés dans la région MEO ne sont pas circulaires ou quasi-circulaires. La valeur maximale, en terme de densité pour la population simulée, est atteinte pour $e \approx 0.5$, qui ne correspond pas à une valeur particulière relevée dans le cas TLE. Néanmoins, une augmentation de la densité est visible aux environs des excentricités relatives aux systèmes Molniya précédemment cités.

Enfin, la distribution des inclinaisons est comparable aux données TLE jusqu'à la valeur 40° puis entre 60° et 80°. La tendance globale à la concentration de cette série de données suggérée par les indicateurs statistiques est due à l'existence d'un pic de densité très fort entre 40° et 60° environ trois fois plus important que dans le cas des objets répertoriés dans la base de données TLE.

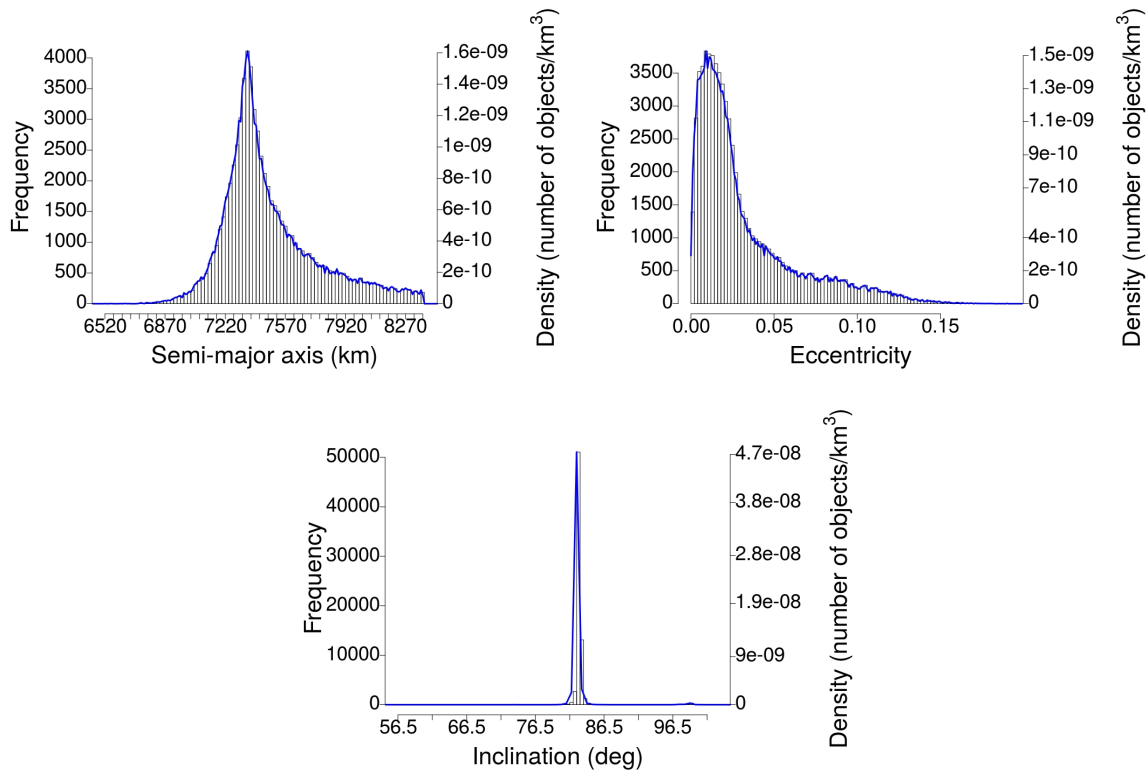


FIGURE 2.12 – Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets non-observables, issus du fichier de simulation fourni par le CNES, au sein de la région LEO au 31/12/18.

L'examen de la population de débris spatiaux non-observables - par comparaison avec l'ensemble d'objets simulés de type observable -, débute par l'analyse de la région des orbites basses. Étant donné que la génération de ce type de particules dans le cadre d'une simulation est basée sur des lois statistiques et des estimations, les courbes de densité présentent moins de variations et donc un aspect plus lissé pour l'ensemble des paramètres orbitaux étudiés. En effet, pour les demi-grands axes, un seul pic de densité est visible entre 7 000 km et 7 500 km et la deuxième zone privilégiée détectée auparavant aux alentours des 8 000 km n'apparaît pas. La concentration plus importante des valeurs de la série de données, détectée par les indicateurs statistiques, se vérifie donc également graphiquement.

Il en va de même concernant la répartition des inclinaisons, pour laquelle un seul pic de densité est identifié, expliquant ainsi le faible coefficient de variation déterminé ainsi que la petite étendue des données par rapport à la population d'objets observés dans la même région.

Par contre, dans le cas de l'excentricité, la plupart des orbites présentent un caractère circulaire, comme pour le sous-ensemble « LEO/observable » mais l'intervalle de valeurs pour lesquelles la densité est maximale n'est pas aussi étroit ; il s'étale en effet jusqu'à environ 0.05 au lieu de 0.025 pour les objets de type observable, phénomène identifié par les indicateurs statistiques. Remarquons que l'histogramme de la Figure 2.12 (en haut à droite) donne l'impression que la densité est plus importante entre 0.05 et 0.15 pour la population de petits débris spatiaux, mais, à l'échelle de la densité représentée dans le cas des objets répertoriés (Figure 2.3, à gauche), les valeurs sont comparables.

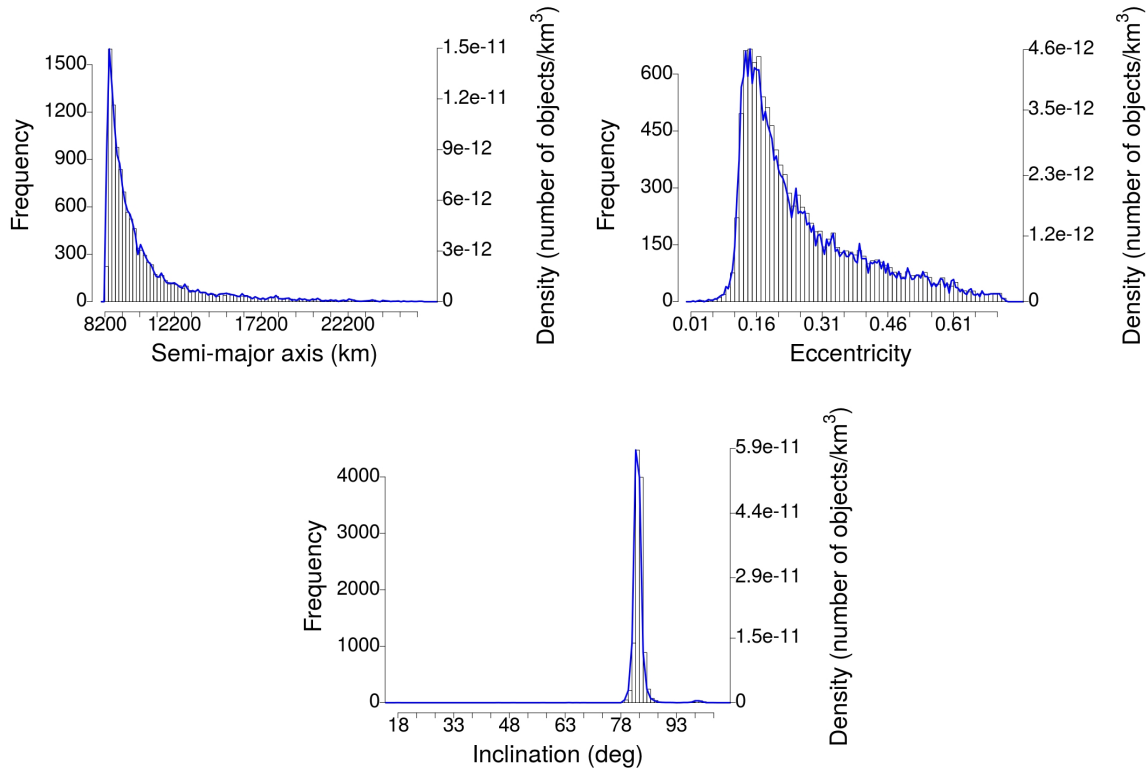


FIGURE 2.13 – Histogrammes, et courbes de densité associées (en bleu), des distributions de demi-grands axes (en haut à gauche), d'excentricités (en haut à droite) et d'inclinaisons (en bas) relatives à la population d'objets non-observables, issus du fichier de simulation fourni par le CNES, au sein de la région MEO au 31/12/18.

L'étude des distributions discrètes et continues des principaux éléments orbitaux des objets appartenant à la population simulée se termine par l'analyse des répartitions des demi-grands axes, excentricités et inclinaisons des débris spatiaux faisant partie de l'ensemble « MEO/non-observable » (Figure 2.13), et la comparaison avec les résultats obtenus pour la population de particules visibles au sein de la même région orbitale.

De manière analogue à l'ensemble d'objets non-observables dans le régime LEO, les distributions de ce type de débris sont déterminées, par simulation, par le biais de lois statistiques. Ainsi, rappelant également que la simulation cible à l'origine la région des orbites basses, la série de données relative aux demi-grands axes ne présente qu'un seul pic de densité pour des valeurs inférieures à 10 000 km. Cette observation explique la concentration des données identifiée auparavant par les indicateurs de dispersion. De plus, l'étendue moins importante de la distribution, également détectée par les indicateurs statistiques, se vérifie graphiquement ici puisque l'extrémité à droite indique 25 000 km au lieu des 40 000 km dans le cas observable. D'autre part, étant donné que le nombre d'objets appartenant à ce sous-ensemble est bien plus important que celui associé aux données visibles (par un facteur d'environ 3), la densité maximale est plus de vingt fois supérieure pour les particules non-observables en MEO.

La différence majeure concernant la répartition des excentricités réside en la très faible part d'orbites circulaires ou quasi-circulaires pour les objets de cette population, en comparaison de l'ensemble observable. En effet, un seul pic de densité est distingué (pour une valeur d'environ 0.1) puis cette dernière diminue progressivement avec l'augmentation de e . Les multiples variations de densité distinguables sur la Figure 2.11 ne sont pas visibles ici, ce qui se traduit, en termes d'indicateurs statistiques, par une distribution plus étalée de la série de données, au sein de laquelle il n'existe pas de « bandes d'excentricité » privilégiées.

Enfin, comme pour la répartition des demi-grands axes, celle relative aux inclinaisons se caractérise par un unique pic de densité très net (à l'inverse de l'excentricité pour laquelle l'augmentation puis la diminution de la densité est progressive) entre 80° et 90° . Du fait du nombre plus important d'objets constituant le sous-ensemble étudié, la densité maximale est vingt fois supérieure à la valeur maximale atteinte pour son analogue observable. Les distributions discrètes et continues nous permettent, ici encore, de comprendre la tendance à la concentration des données déterminée via les indicateurs de dispersion.

Le déroulé de cette section suivant la même logique que la section relative à l'étude de la population de débris spatiaux issue des TLE, l'analyse se poursuit par l'examen des répartitions spatiales des objets en différenciant les régions orbitales d'appartenance. Les fenêtres d'observation sont définies de la même manière ; c'est-à-

dire qu'elles correspondent à des sphères creuses dont les bornes sont déterminées à partir des coordonnées sphériques des objets pour les régimes LEO et MEO. Les comparaisons par rapport à un processus ponctuel de référence, - en l'occurrence le processus ponctuel de Poisson -, ne suffisant pas à caractériser les différences entre population observable et non-observable (tendance à l'agrégation suggérée dans les deux cas), nous avons choisi de confronter directement les estimations des statistiques descriptives (fonctions $F(r)$, $G(r)$ et $J(r)$) obtenues pour les deux catégories de débris. Ainsi, les Figures 2.14 et 2.15 présentent les résultats relatifs aux régimes LEO et MEO respectivement.

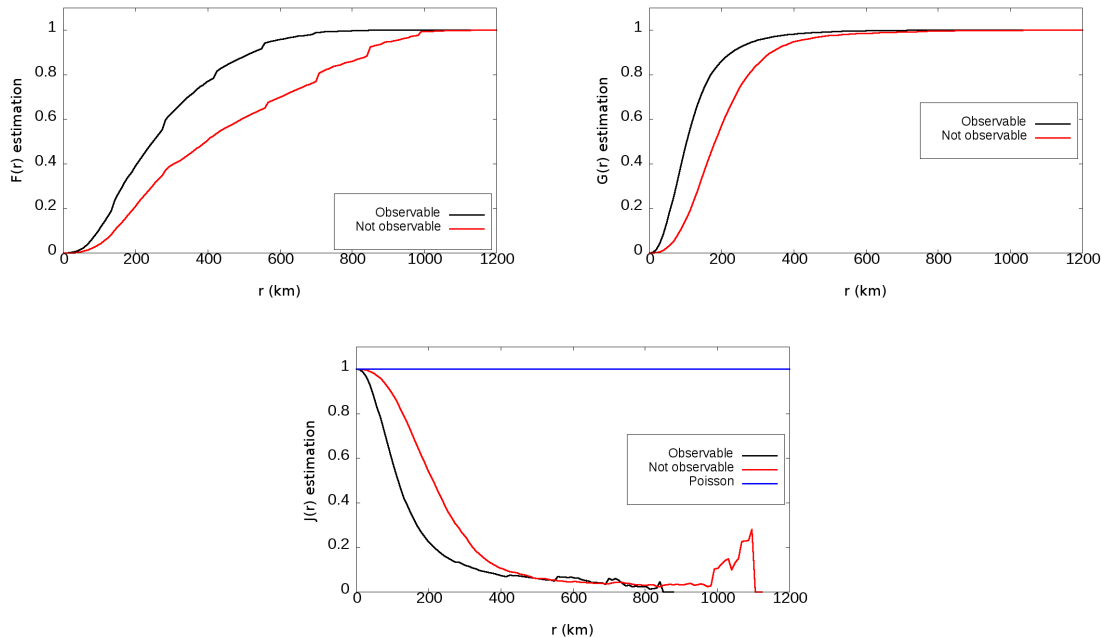


FIGURE 2.14 – Comparaison des estimations des statistiques descriptives obtenues pour les populations d’objets observables et non-observables issus du fichier de simulation fourni par le CNES au 31/12/18 au sein de la région des orbites basses : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées pour $F(r)$ et $G(r)$: la courbe relative aux données observables (noir), la courbe associée aux données non-observables (rouge). Pour la J -fonction, une troisième courbe est représentée en bleu, il s’agit de la courbe de référence d’une distribution complètement aléatoire des données.

L’analyse des estimations des fonctions $F(r)$ et $G(r)$ permettent d’apprécier, dans un premier temps, les différences d’agrégation (similaire ou plus ou moins importante) mais n’indiquent pas l’écart par rapport à une distribution aléatoire des données. En effet, dans le cas de ces deux statistiques, la référence est déterminée à partir de l’intensité de la configuration de points étudiée (cf Équations 2.19 et 2.22). Ce paramètre diffère pour les ensembles observable et non-observable puisque chacun d’eux possède un nombre de points distinct. Par contre, cet écart peut être estimé graphiquement en utilisant la fonction $J(r)$, pour laquelle la courbe de référence est constante.

La comparaison des résultats suggère que la population de débris spatiaux non-observables présente une tendance à l’agrégation moins marquée dans le cas de la région LEO, indiquée par la présence moins importante d’espaces vides (courbe rouge au-dessus de la noire pour $J(r)$ et inversement pour $F(r)$), mais aussi de voisins (courbe rouge en-dessous pour $G(r)$). Ces observations tendent à montrer que les objets non-observables sont davantage répartis autour de la Terre par rapport aux débris observables.

Dans le cas du régime des orbites moyennes, bien que l’estimation de la fonction $F(r)$ donne des résultats comparables pour les deux types de populations, les mêmes observations que pour la région LEO peuvent être effectuées. La tendance à une meilleure distribution des objets autour de la Terre pour l’ensemble de débris non-observables est même davantage notable pour la région MEO puisque les écarts entre les deux courbes pour les fonctions $G(r)$ et $J(r)$ sont nettement plus visibles.

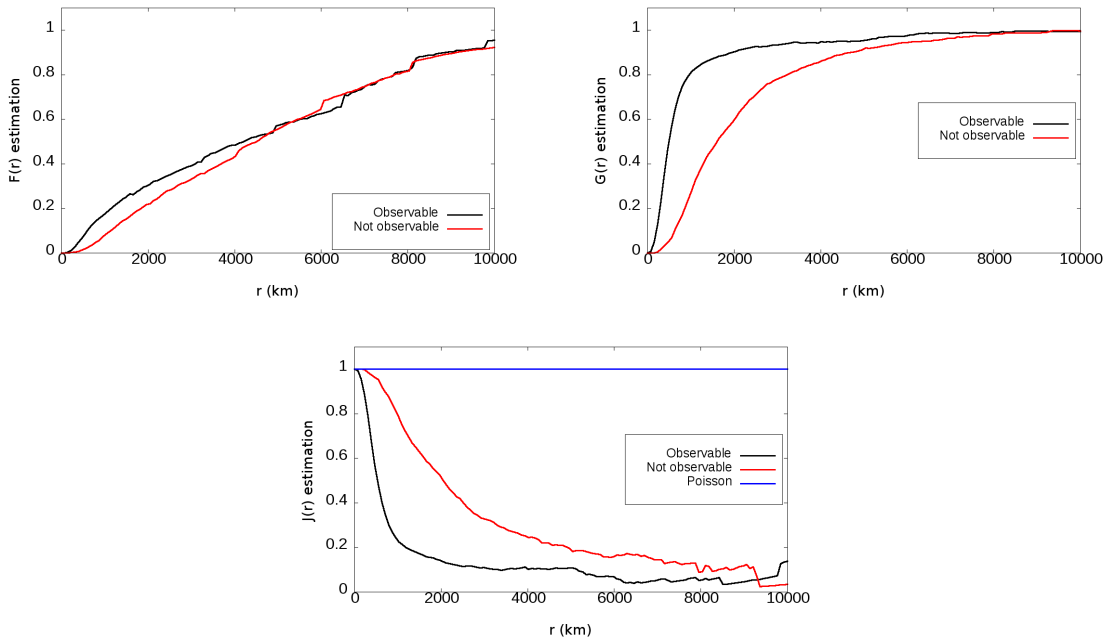


FIGURE 2.15 – Comparaison des estimations des statistiques descriptives obtenues pour les populations d’objets observables et non-observables issus du fichier de simulation fourni par le CNES au 31/12/18 au sein de la région des orbites moyennes : (i) fonction de répartition de contact sphérique $F(r)$ (en haut à gauche), (ii) fonction de répartition de la distance du plus proche voisin $G(r)$ (en haut à droite) et, (iii) J -fonction (en bas). Deux courbes sont distinguées pour $F(r)$ et $G(r)$: la courbe relative aux données observables (noir), la courbe associée aux données non-observables (rouge). Pour la J -fonction, une troisième courbe est représentée en bleu, il s’agit de la courbe de référence d’une distribution complètement aléatoire des données.

Les analyses conduites dans ce chapitre, tant par le biais de statistiques usuelles, - et plus précisément d’indicateurs de dispersion de séries de données -, qu’en utilisant une forme de statistiques spatiales inédites dans le champ de recherche relatif aux débris spatiaux, ont permis une première caractérisation de plusieurs types de populations d’objets. Dans le cadre de l’application des indicateurs statistiques, seuls les demi-grands axes, excentricités et inclinaisons ont été étudiés et ceux-ci ont mis en évidence, notamment pour les ensembles de débris observables, l’existence de certains intervalles de valeurs privilégiés au sein desquels la densité d’objets augmente. Dans la continuité de l’examen préliminaire de la population d’objets répertoriés dans la base de données TLE SpaceTrack au 18/10/18, une comparaison est effectuée entre les répartitions statistiques et spatiales relatives à deux types d’ensembles : (i) observable et, (ii) non-observable. Étant donné le caractère de la population de petits débris (issus d’une simulation et dont la dispersion est fortement corrélée à la loi statistique utilisée), les distributions spatiales apportent une nouvelle forme d’information uniquement dépendante de la méthode de propagation. Cette étude a montré que l’ensemble d’objets de petite taille orbitant autour de la Terre présente une tendance moins importante à l’agrégation que son analogue observable, suggérant une meilleure répartition des débris de cette catégorie. La problématique soulevée par cette remarque pointe le fait qu’il n’existerait dès lors pas de zones de l’espace privilégiées pour ce type de fragments, et donc qu’une protection de l’ensemble des systèmes placés en orbite est nécessaire, quelles que soient les caractéristiques de cette dernière. L’existence de telles différences entre populations d’objets observables et non-observables peut s’expliquer par deux éléments. Elle est à la fois due aux caractéristiques dynamiques des objets, qui diffèrent d’une population à l’autre, mais aussi à la possibilité d’une représentation faussée des débris non-observables en raison des difficultés d’obtention d’informations concernant cette catégorie d’objets⁴.

La population globale des débris spatiaux ayant fait l’objet de ce chapitre, nous avons choisi, pour la suite de ce manuscrit, de nous concentrer sur la caractérisation d’un événement particulier survenant en orbite : la fragmentation d’un satellite. Ainsi, les prochaines parties sont axées sur un phénomène de ce type, dont l’étude débute par l’analyse des différentes phases de formation du nuage de particules généré par l’explosion, comprenant tant la détermination des temps de formation que celle de l’évolution des caractéristiques géométriques propres à l’ensemble créé.

4. Rajouté après la soumission du rapport

Chapitre 3

Étude de l'évolution d'une fragmentation en orbite

3.1 Phases d'évolution d'un nuage de débris généré par une explosion en orbite

L'évolution de la répartition spatiale d'un nuage de débris généré par une explosion ou une collision en orbite, décrite par [10] ou encore [11], peut être décomposée en quatre phases distinctes. Au cours de la première phase (Phase A), qui ne dure que quelques heures, le nuage de débris peut être représenté comme un « ellipsoïde pulsant ». Mais rapidement - quelques heures après la fragmentation si elle a lieu en orbite basse - les différences entre les demi-grands axes des objets créés engendrent des périodes orbitales différentes et l'ensemble de débris s'étire le long de l'orbite du corps parent pour former un tore (Phase B). Puis, essentiellement du fait de l'aplatissement dynamique de la Terre aux pôles, le tore s'étend pour former une bande autour de la Terre, limitée en latitude par l'inclinaison du satellite parent (Phase C). La transition entre la phase B et la phase C peut prendre plusieurs années étant donné que les périodes de l'ascension droite du nœud ascendant Ω et de l'argument du périégée ω sont de l'ordre de quelques années. Durant cette transition, le nuage de débris ne peut être décrit ni comme un tore, ni comme une bande. On peut considérer que la dernière phase (Phase D) débute dès que les dispersions nodale et apsidale sont « terminées ». À partir de cette phase, le freinage atmosphérique est considéré comme la perturbation orbitale pouvant encore générer des différences de forme du nuage et la dégradation des orbites commence. Les phases A, B et C sont illustrées sur la Figure 3.1, tandis que la représentation du nuage au cours de la transition entre les phases B et C est visible sur la Figure 3.2. Ces illustrations sont issues de l'article rédigé par [10]. Dans la réalité, il est bien évident que les quatre phases se déroulent en même temps, mais à chaque époque, l'une d'entre elles domine les autres.

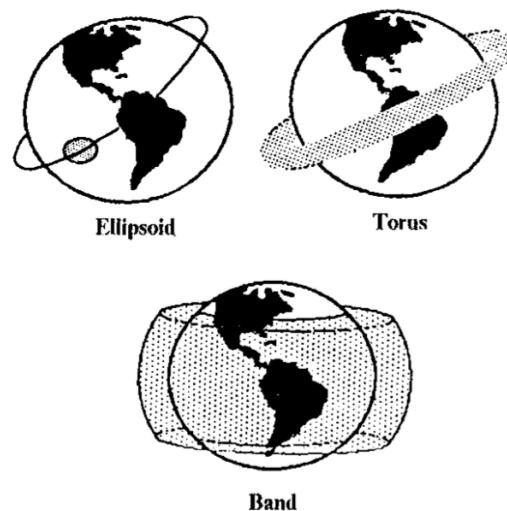


FIGURE 3.1 – Les différentes phases de formation d'un nuage de débris suite à une fragmentation en orbite. En haut, à gauche : Phase A (« ellipsoïde ») ; en haut, à droite : Phase B (« torus ») ; en bas : Phase C (« band »). Illustration tirée de l'article rédigé par [10].



FIGURE 3.2 – Transition entre la phase B et la phase C au cours de laquelle le nuage de débris ne peut être décrit ni comme un tore, ni comme une bande. Illustration tirée de l'article rédigé par [10].

3.2 Description géométrique des différentes phases

* Géométrie du tore

Ces propriétés géométriques ne peuvent être connues qu'après la complétion de la phase B, une fois le tore complètement formé. Elles sont composées de deux éléments caractéristiques :

- le rayon du tore que nous notons R_{tore} défini tel que $R_{tore} = \frac{r_{max} - r_{min}}{2}$, où r_{max} et r_{min} correspondent aux coordonnées sphériques radiales maximales et minimales respectivement,
- la distance entre le centre de la Terre et le centre du tore, notée r_{tore} , déterminée en utilisant $r_{tore} = r_{min} + R_{tore}$.

* Géométrie de la bande

Comme dans le cas de la détermination des caractéristiques géométriques du tore, celles de la bande ne peuvent évidemment pas être évaluées avant la formation de cette dernière. Les paramètres que nous considérons sont la largeur de la bande (l_{bande}), appréciée à partir des latitudes minimale et maximale, et son épaisseur, calculée en effectuant la différence entre r_{min} et r_{max} .

* Diagramme de Gabbard

Les diagrammes de Gabbard sont des outils graphiques qui permettent l'estimation de la dispersion des débris générés par une fragmentation en orbite (explosion ou collision) en corrélant les altitudes des périogées et apogées des fragments à leurs périodes orbitales [94].

Les directions de projection des objets créés influent sur les distributions des paramètres utilisés pour la construction des diagrammes de Gabbard ; une projection dans le sens du déplacement orbital engendre une augmentation de l'apogée et de la période associées tandis qu'une éjection dans le sens opposé entraîne une diminution du périogée et donc de la période orbitale. Les deux cas précédents sont représentés par les bras de la croix du diagramme (forme générale observée dans le cas d'une fragmentation). D'autre part, un amas est généralement distingué au centre de cette croix ; il correspond aux fragments projetés dans une direction perpendiculaire au vecteur vitesse du corps parent, se traduisant par une faible influence sur les valeurs de périodes orbitales.

* Différence entre rayon maximal à l'apogée et minimal au périogée

La différence entre le rayon maximal à l'apogée r_{amax} et le rayon minimal au périogée r_{pmin} est un indicateur de la dispersion en altitude du nuage de débris généré par la fragmentation. Cela fournit des

informations sur la portion de l'espace potentiellement impactée par l'occurrence de l'événement et présente l'avantage de mettre en évidence l'étirement du nuage pour les orbites excentriques, élément mal quantifié en utilisant les paramètres géométriques du tore ou de la bande dans le cas de telles orbites.

* Vitesse de descente du périégée

La vitesse de descente du périégée permet d'estimer l'étirement du nuage vers la Terre et donc l'importance de l'influence du freinage atmosphérique sur l'ensemble de débris générés. La détermination de ce taux de descente est réalisée en évaluant l'évolution de la vitesse des fragments au périégée de leur orbite (Équation (3.1)).

$$V_{orb} = \sqrt{\mu \left[\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right]}$$

$$V_p = \sqrt{\mu \left[\frac{2}{r_p} - \frac{1}{a} \right]} = \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{1+e}{1-e}} \quad (3.1)$$

Plus le demi-grand axe de l'orbite considérée diminue, signifiant un rapprochement du fragment de la surface de la Terre, plus la vitesse au périégée de cette orbite augmente.

3.3 Méthodes de détermination des temps de formation

3.3.1 Utilisation des différences en vitesses angulaires

L'hypothèse prise en compte dans cette méthode de détermination des temps de formation du tore (associé à l'anomalie moyenne M) et de la bande de débris (dépendant de l'argument du périégée ω et de l'ascension droite du nœud ascendant Ω) réside dans le fait de considérer que les phases sont complétées lorsque le fragment le plus rapide (en terme de vitesse angulaire) rejoint celui le plus lent selon [10, 11]. Nous nous plaçons ici dans un plan orbital fixe. La détermination des taux de variations angulaires minimaux et maximaux, en M pour la formation du tore puis l'évaluation de la différence $\Delta\dot{M}$ de ces deux quantités permettent alors de connaître le temps associé au passage de la phase A à la phase B. La transition entre les phases B et C est quant à elle déterminée à partir des taux de variation angulaires de ω (dispersion apsidale) et Ω (dispersion nodale); de la même manière, les valeurs minimales et maximales de ces quantités sont déterminées et différenciées (pour obtenir $\Delta\dot{\omega}$ et $\Delta\dot{\Omega}$), puis le temps de formation de la bande est évalué en considérant la variation maximale entre les résultats obtenus pour ω et Ω .

En notant T_{tore} et T_{bande} les temps de formation du tore et de la bande respectivement,

$$T_{tore} = \Delta\dot{M} = \left| \dot{M}_{max} - \dot{M}_{min} \right|, \quad M \in [0, 2\pi] \quad (3.2)$$

$$T_{bande} = \max \left[\Delta\dot{\omega}, \Delta\dot{\Omega} \right] \quad (3.3)$$

$$= \max \left[\left| \dot{\omega}_{max} - \dot{\omega}_{min} \right|, \left| \dot{\Omega}_{max} - \dot{\Omega}_{min} \right| \right]$$

Le calcul des variations angulaires dues au terme J_2 du géopotential s'effectue par le biais des équations (1.4) pour M , (1.2) pour ω et (1.3) pour Ω , où $\bar{n} = \sqrt{\frac{\mu_T}{a^3}}$, $\mu_T = GM_T = 3,986\,004\,418.10^5 \text{ km}^3.s^{-2}$, $R_0 = 6\,378 \text{ km}$ et $J_2 \approx 0,001\,082\,63$.

3.3.2 Uniformité des distributions en M , ω et Ω

Cette méthode de détermination des temps de transition entre les différentes phases d'évolution d'un nuage de débris créé lors d'une explosion en orbite consiste à considérer que le tore est formé lorsque l'anomalie moyenne M , ou toute combinaison d'angle $\alpha + M$, est distribuée de manière aléatoire. La formation de la bande, quant à elle, est conditionnée par la distribution aléatoire de l'argument du périégée ω et de l'ascension droite du nœud ascendant Ω (et implicitement de M également puisqu'elle est supposée survenir dans un premier temps, lors du passage de la phase A à la phase B).

Le caractère aléatoire de la distribution des éléments orbitaux peut être vérifié, en comparant les distributions de M , ω et Ω à une loi uniforme de même paramètre (moyenne), par le biais de tests statistiques.

Le test d'uniformité du χ^2 est utilisé par [10] mais le test de Kolmogorov-Smirnov, décrit dans [95], peut également être utilisé pour estimer l'uniformité d'une distribution.

Le test du χ^2 , utilise la comparaison de deux fréquences : (i) une fréquence « observée », et (ii) une fréquence « critique ». La première, déterminée à partir de la distribution analysée, correspond au nombre de fragments présents dans un certain intervalle angulaire tandis que la seconde, issue de la distribution théorique, est obtenue en multipliant la probabilité de trouver un fragment dans le même intervalle par le nombre total d'objets de la distribution testée. Étant donné qu'il s'agit d'un test d'uniformité, cette probabilité est déterminée à partir de la loi uniforme, et plus précisément au paramètre associé à cette loi : la moyenne \bar{x} . À partir de ces deux quantités, la probabilité de déviation par rapport à la loi uniforme de moyenne \bar{x} - ou *p-valeur* - est déduite. En définissant un taux de risque α (ou risque d'erreur de première espèce) acceptable, l'hypothèse d'uniformité de la distribution est soit rejetée, soit considérée comme acceptée. Nous avons choisi de poser $\alpha = 5\%$ étant donné qu'il s'agit de la valeur commune pour des tests de conformité à une loi statistique et car elle représente un bon compromis entre un important taux de rejet de l'hypothèse testée et un taux d'acceptation disproportionné. De manière classique, les résultats du test d'uniformité sont interprétés en comparant la p-valeur au taux de risque :

- si p-valeur $\leq \alpha$ l'hypothèse d'une distribution uniforme est rejetée,
- si p-valeur $> \alpha$ l'hypothèse d'une distribution uniforme est considérée comme acceptée (textuellement, l'hypothèse n'est pas rejetée).

La différence entre le test de Kolmogorov-Smirnov et le test du χ^2 réside en la considération (puis la comparaison) de fonctions de répartition plutôt que de fréquences d'observation [96]. Cette méthode est basée sur le fait que si l'hypothèse formulée, selon laquelle la distribution de la série de donnée étudiée suit une certaine loi continue, alors la fonction de répartition empirique $\hat{F}(x)$ (relative à la série testée) doit être similaire à la fonction de répartition empirique de la loi théorique $F(x)$.

La notion de similarité entre les deux fonctions de répartition est déterminée par le biais d'une distance particulière appelée « distance de Kolmogorov-Smirnov D_{KS} », qui s'obtient en évaluant la différence maximale entre $\hat{F}(x)$ et $F(x)$ par le biais de la formule suivante, avec n le nombre total de valeurs présentes dans la série de données analysée.

$$D_{KS}(F, \hat{F}) = \max_{i=1, \dots, n} \left\{ \left| F(X_i) - \frac{i}{n} \right|, \left| F(X_i) - \frac{i-1}{n} \right| \right\}$$

Finalement, et de manière similaire au test du χ^2 , la distance estimée est comparée à une distance critique, notée D_α , dépendant du taux de risque fixé α et du nombre de points de l'échantillon. Cette distance critique est déterminée à partir des tables de Kolmogorov-Smirnov et peut mener à deux conclusions :

- si $D_{KS} \leq D_\alpha$, alors l'hypothèse d'uniformité de la distribution testée est considérée comme acceptée,
- si $D_{KS} > D_\alpha$, alors l'hypothèse d'uniformité est rejetée.

3.3.3 Méthode Ashenberg

Lors de l'estimation des temps de formation des différentes phases d'évolution d'un nuage de débris généré par une fragmentation en orbite, deux critères indépendants sont exprimés dans [11].

Les expressions sont dérivées dans un repère orienté par la position radiale, noté $(\vec{e}_r, \vec{e}_\lambda, \vec{e}_\varphi)$, dans lequel la résultante \vec{F} de la force agissant sur le satellite s'exprime comme suit :

$$\vec{F} = \mathbf{R}\vec{e}_r + \mathbf{S}\vec{e}_\lambda + \mathbf{W}\vec{e}_\varphi$$

La définition des critères permettant d'obtenir les temps de formation recherchés passe par la détermination, en amont, des variations instantanées des éléments orbitaux du corps parent dues à l'application d'un incrément

de vitesse. Ces variations sont obtenues à partir des équations de Gauss exprimées dans le repère $(\vec{e}_r, \vec{e}_\lambda, \vec{e}_\varphi)$.

$$\begin{aligned}\frac{da}{dt} &= \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} [e \sin v R + (1 + e \cos v) S] \\ \frac{de}{dt} &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left[\sin v R + \frac{(2 \cos v + (1 + \cos^2(v))e)}{(1 + e \cos v)} S \right] \\ \frac{di}{dt} &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \frac{\cos(\omega + v)}{(1 + e \cos v)} W\end{aligned}$$

Finalement, les équations (3.4), (3.5) et (3.6) sont obtenues, représentant les variations en demi-grand axe, excentricité et inclinaison respectivement. Le paramètre $u = \omega + v$ représente l'argument de latitude, avec v l'anomalie vraie.

$$\delta a = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} [\Delta V_r e \sin v + \Delta V_\lambda (1 + e \cos v)] \quad (3.4)$$

$$\delta e = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left[\Delta V_r \sin v + \Delta V_\lambda \frac{(2 \cos v + (1 + \cos^2(v))e)}{(1 + e \cos v)} \right] \quad (3.5)$$

$$\delta i = \Delta V_\varphi \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \frac{\cos u}{(1 + e \cos v)} \quad (3.6)$$

La transition entre la phase A et la phase B, correspondant à la formation du tore, est définie à partir d'une estimation du nombre de révolutions orbitales effectuées entre l'instant de la fragmentation et celui de la formation du tore. Cette estimation est basée sur les variations de périodes orbitales ΔT (dues aux variations en demi-grand axe engendrées par l'explosion) qui dépendent des incréments de vitesse ΔV . En considérant une fragmentation de faible intensité (pour laquelle $\Delta V \ll V_{sat}$, avec V_{sat} la vitesse du corps parent), la différence totale en période orbitale peut être développée en séries de Taylor où les dérivées partielles sont déterminées directement à partir des expressions de la période orbitale et de l'énergie de sorte que,

$$\Delta T = 3T \frac{a}{\mu_T} V \Delta V \iff \frac{\Delta T}{T} = 3 \frac{a}{\mu_T} V \Delta V$$

D'autre part, la différence totale en période orbitale est définie comme : $\Delta \mathbf{T} = \Delta T(\Delta V_+) - \Delta T(\Delta V_-)$. Ici, ΔV_+ représente l'incrément de vitesse maximal (associé à la particule la plus rapide) tel que $\Delta V_+ = \max\{V, \Delta V\}$ et ΔV_- correspond à l'incrément de vitesse associé à la particule la plus lente de sorte que $\Delta V_- = -\Delta V_+$. L'équation (3.7) est ainsi finalement obtenue.

$$\frac{\Delta \mathbf{T}}{T} = 6 \frac{a}{\mu_T} V \Delta V_+ + o\left(\frac{\Delta V}{V}\right)^3 \quad (3.7)$$

En posant $\frac{\Delta \mathbf{T}}{T} N_T = 1$, où N_T correspond au nombre de révolutions, l'équation (3.8) est formulée.

$$N_T = \frac{\mu_T}{6aV\Delta V_+} + o\left(\frac{\Delta V}{V}\right) \quad (3.8)$$

Dans le cas de faibles excentricités, des simplifications peuvent être apportées à l'équation (3.8). D'une part, l'incrément de vitesse maximal ΔV_+ est directement égal à la variation de vitesse ΔV . Et d'autre part, il peut être établi à partir de l'équation de l'énergie que $V^2 = \frac{\mu_T}{a}$ puisqu'alors $r = a$ pour des orbites dont l'excentricité est faible. Ainsi,

$$N_T \approx \frac{1}{6\frac{\Delta V}{V}} + o\left[e, \frac{\Delta V}{V}\right] \quad (3.9)$$

Le temps de formation du tore est finalement déterminé en posant,

$$T_{tore} = N_T \times T_{sat}$$

où T_{sat} correspond à la période orbitale du satellite parent.

Pour le passage de la phase B à la phase C, correspondant au temps de formation de la bande, l'objectif est d'identifier deux couples de particules : les plus lentes et les plus rapides en termes de variations apsidale

et nodale. Ces taux de variation s'expriment comme suit pour une approximation du premier ordre. Nous tenons à rappeler ici que l'ensemble de ces résultats sont issus de l'étude réalisée par [11] et que nous généralisons ces expressions à toutes les configurations dynamiques en Section 3.5.

$$\delta \{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \} = \frac{\partial \{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \}}{\partial a} \delta a + \frac{\partial \{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \}}{\partial e} \delta e + \frac{\partial \{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \}}{\partial i} \delta i \quad (3.10)$$

Sachant que l'une des hypothèses de travail utilisée dans [11] pour déterminer le temps de formation de la bande est la considération d'une faible excentricité pour la trajectoire du corps parent, l'équation (3.10) ainsi que les équations (3.4) et (3.6) peuvent se simplifier de la manière suivante,

$$\delta \{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \} = \frac{\partial \{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \}}{\partial a} \delta a + \frac{\partial \{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \}}{\partial i} \delta i \quad (3.11)$$

$$\delta a = \frac{2}{n} \Delta V_\lambda \quad (3.12)$$

$$\delta i = \frac{\cos u}{na} \Delta V_\varphi \quad (3.13)$$

Les traditionnelles équations traduisant les variations séculaires induites sur les éléments orbitaux angulaires ω et Ω (équations (3.14) et (3.15)) sont ensuite utilisées pour obtenir les dérivées partielles, toujours sous l'hypothèse d'une faible excentricité.

$$\dot{\omega} = \frac{3}{4} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 (5 \cos^2(i) - 1) \quad (3.14)$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \cos i \quad (3.15)$$

Ainsi,

$$\frac{\partial \dot{\omega}}{\partial a} = -\frac{7}{2} \times \frac{3}{4} n J_2 \frac{R_0^2}{a^3} (5 \cos^2(i) - 1)$$

$$\frac{\partial \dot{\omega}}{\partial i} = -\frac{15}{4} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \sin(2i)$$

$$\frac{\partial \dot{\Omega}}{\partial a} = \frac{7}{2} \times \frac{3}{2} n J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \cos i$$

$$\frac{\partial \dot{\Omega}}{\partial i} = \frac{3}{2} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \sin i$$

En substituant les précédentes expressions dans l'équation (3.11), les deux relations suivantes sont dérivées.

$$\begin{aligned} \delta \dot{\omega} &\approx -\frac{7}{2} \times \frac{3}{4} n J_2 \frac{R_0^2}{a^3} (5 \cos^2(i) - 1) \times \frac{2}{n} \Delta V_\lambda - \frac{15}{4} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \sin(2i) \times \frac{\cos u}{na} \Delta V_\varphi \\ &= -\frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \left[7 \times \frac{1}{2} (5 \cos^2(i) - 1) \Delta V_\lambda + \frac{5}{2} \sin(2i) \cos u \Delta V_\varphi \right] \\ &= -\frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \left[7 \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2(i) \right) \Delta V_\lambda + \frac{5}{2} \sin(2i) \cos u \Delta V_\varphi \right] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{\Omega} &\approx \frac{7}{2} \times \frac{3}{2} n J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \cos i \times \frac{2}{n} \Delta V_\lambda + \frac{3}{2} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \sin i \times \frac{\cos u}{na} \Delta V_\varphi \\ &= \frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} [7 \cos i \Delta V_\lambda + \sin i \cos u \Delta V_\varphi] \end{aligned}$$

Dans le but de prendre en compte la forte probabilité que les fragments générés aient été éjectés en-dehors du plan de l'orbite du corps parent lors de la fragmentation, le vecteur $\overrightarrow{\Delta V}$, désignant la variation de vitesse,

est exprimé en fonction de l'angle hors-plan β (ou *yaw steering angle*) entre le plan de l'orbite et $\overrightarrow{\Delta V}$. Cela permet d'autre part d'obtenir des expressions dépendant d'un unique incrément de vitesse. La variation de vitesse est alors décomposée de manière vectorielle comme suit. La simplification liée à la considération de faibles excentricités engendre le fait qu'uniquement deux éléments sont nécessaires pour définir le vecteur de la variation de vitesse. En effet, seules deux composantes (ΔV_λ et ΔV_φ) interviennent dans les équations exprimant les taux de variations apsidale et nodale.

$$\overrightarrow{\Delta V} = \Delta V \cos \beta \vec{e}_\lambda + \Delta V \sin \beta \vec{e}_\varphi = \Delta V_\lambda \vec{e}_\lambda + \Delta V_\varphi \vec{e}_\varphi$$

Il est ainsi déduit par identification que : $\Delta V_\lambda = \Delta V \cos \beta$ et $\Delta V_\varphi = \Delta V \sin \beta$. Les expressions finales des taux de variations apsidale et nodale correspondent alors aux équations (3.16) et (3.17).

$$\delta \dot{\omega} \approx -\frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \left[7 \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2(i) \right) \cos \beta + \frac{5}{2} \sin(2i) \cos u \sin \beta \right] \Delta V \quad (3.16)$$

$$\delta \dot{\Omega} \approx \frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} [7 \cos i \cos \beta + \sin i \cos u \sin \beta] \Delta V \quad (3.17)$$

Les taux de variations apsidale et nodale décrits par les équations (3.16) et (3.17) sont maximaux pour deux valeurs particulières de β , une pour chaque angle. L'obtention de ces valeurs spécifiques passe par la résolution de deux équations : $\frac{\partial \delta \dot{\omega}}{\partial \beta} = 0$ et $\frac{\partial \delta \dot{\Omega}}{\partial \beta} = 0$.

Sachant que,

$$\frac{\partial \delta \dot{\omega}}{\partial \beta} = \frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \Delta V \left(14 - \frac{35}{2} \sin^2(i) \right) \sin \beta - \frac{15}{4} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \Delta V \sin(2i) \cos u \cos \beta$$

$$\frac{\partial \delta \dot{\Omega}}{\partial \beta} = -\frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \Delta V \times 7 \cos i \sin \beta + \frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \Delta V \sin i \cos u \cos \beta$$

Les valeurs particulières de l'angle hors-plan β permettant l'obtention des taux de variations apsidale et nodale maximaux sont alors respectivement,

$$\tan \beta_\omega = \frac{5 \sin(2i) \cos u}{14 \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2(i) \right)} \quad (3.18)$$

$$\tan \beta_\Omega = \frac{1}{7} \tan i \cos u \quad (3.19)$$

Les temps de fermeture apsidale et nodale peuvent désormais être évalués en posant,

$$T_{[\omega, \Omega]} = \frac{\pi}{\Delta[\dot{\omega}, \dot{\Omega}]_{max}} = \frac{\pi}{2 \times \{|\delta \dot{\omega}|, |\delta \dot{\Omega}|\}_{max}}$$

Une correction a été apportée dans [95] concernant la détermination des temps de fermeture par le biais de l'équation précédente. En effet, dans l'expression originale, ces temps sont évalués avec un recouvrement de π radians au lieu de 2π radians, ce qui ne permet pas la formation complète de la bande. La nouvelle définition, où π est remplacé par 2π , se trouve en équation (3.20) :

$$T_{[\omega, \Omega]} = \frac{\pi}{\{|\delta \dot{\omega}|, |\delta \dot{\Omega}|\}_{max}} \quad (3.20)$$

Finalement, le temps de formation de la bande est considéré comme égal à la valeur maximale parmi les deux temps de fermeture calculés, de sorte que,

$$T_b = \max [T_\omega, T_\Omega] \quad (3.21)$$

La méthode décrite dans cette section est notamment utilisée dans [95], pour déterminer le temps de formation de la bande, dans le but de disposer d'un critère temporel définissant l'instant à partir duquel seule la force de traînée atmosphérique peut être considérée ; il s'agit en effet de la condition d'application de la méthode exposée dans [95] dans le cadre de la propagation d'un nuage de débris.

3.3.4 Utilisation de la longitude moyenne et des coordonnées locales

Les études et travaux réalisés lors de cette thèse, nous ont permis de développer une autre méthode permettant de déterminer les temps de complétion des phases B (pour le tore) et C (pour la bande) : elle repose sur la considération des coordonnées des fragments générés par l'explosion projetées sur le plan de l'orbite du corps parent et exprimées dans le repère local (T, N, W) de celui-ci dans le but d'analyser l'évolution de la dispersion des débris autour du corps parent fictif (représenté par la position du satellite parent si ce dernier n'avait pas explosé) au cours du temps.

Le critère de fermeture du tore est basé sur une variable utilisée pour déterminer la longitude moyenne : la variable ξ . Ici, elle correspond à la somme de l'argument du périégée (ω), de l'ascension droite du nœud ascendant (Ω) et de l'anomalie moyenne (M) et décrit la position de chaque objet le long de son orbite dans toutes les configurations dynamiques (même pour les faibles excentricités et/ou petites inclinaisons). L'uniformité de sa distribution traduit le peuplement des orbites des fragments autour de celle du corps parent et peut être évaluée par l'un des deux tests statistiques présentés dans la Section 3.3.2.

L'application du test d'uniformité nécessite néanmoins plusieurs étapes préalables. Tout d'abord, la longitude moyenne ξ est déterminée en effectuant un passage des éléments képlériens usuels $(a, e, i, \Omega, \omega, M)$ aux éléments équinoxiaux $(a, e_x, e_y, i_x, i_y, \xi)$, avec a le demi-grand axe et les autres éléments définis comme suit :

$$e_x = e \cos(\omega + \Omega)$$

$$e_y = e \sin(\omega + \Omega)$$

$$i_x = \sin \frac{i}{2} \cos \Omega$$

$$i_y = \sin \frac{i}{2} \sin \Omega$$

$$\boxed{\xi = \omega + \Omega + M}$$

Les éléments équinoxiaux obtenus sont ensuite projetés dans le plan de l'orbite du corps parent, puis la distribution des longitudes moyennes ξ est recentrée sur ce satellite parent, de sorte qu'une longitude moyenne de 0° corresponde à la position angulaire du corps parent (réelle ou fictive).

La distribution ainsi recentrée est finalement discrétisée en 30 intervalles entre -180° et $+180^\circ$ et il s'agit de cette série de données échantillonnée qui est analysée par le biais du test statistique du χ^2 , pour lequel nous avons opté ici. Le choix du nombre d'intervalles utilisés pour la discrétisation de l'orbite s'est porté sur 30 car ce nombre représente un bon compromis entre la précision de l'échantillonnage et la création d'intervalles non représentatifs (vides ou composés d'un unique objet).

La définition du critère de formation de la bande de débris autour de la Terre est quant à elle basée sur l'évolution des valeurs minimales et maximales des coordonnées des fragments selon la direction hors-plan du repère local (\vec{e}_W) et donc en-dehors de l'orbite du corps parent. Afin d'éviter une sous-estimation du temps de passage entre la phase B et la phase C, pouvant être engendrée par la présence de particules extrêmes, éjectées très loin du satellite parent, nous excluons 5% des objets pour lesquels la coordonnée hors-plan représente 2.5% des valeurs à l'extrémité minimale et 2.5% de celles à l'extrémité maximale. L'ensemble de données ainsi réduit peut ensuite être exploité dans le but de récupérer les valeurs minimales et maximale des x_W à chaque instant. Les courbes (minimale et maximale) matérialisant les résultats obtenus sont lissées par régression polynomiale locale, implémentée dans le logiciel **R** via la fonction `loess()`. Un lissage de ces courbes est nécessaire car les petites variations survenant entre chaque instant faussent le critère de formation de la bande.

La détermination d'une certaine « stabilité » des valeurs minimales et maximales des coordonnées dans la direction hors-plan est ensuite étudiée en comparant deux sortes de quantités : la première, que nous notons s_1 correspond à la différence entre la valeur de la courbe lissée à l'instant t_i et celle obtenue pour le dernier instant (que nous noterons t_{end}), et la seconde, notée s_2 et pouvant être considérée comme un critère d'arrêt, est définie comme étant égale à 5% de la valeur moyenne de la courbe lissée entre les instants t_i et t_{end} . En considérant le vecteur, noté Z , contenant les valeurs (maximales ou minimales car la procédure est identique) à chaque instant, nous avons :

$$\begin{aligned}
s_1 &= Z_i - Z_{end} \\
s_2 &= 0.05 \times \text{moy}(Z_i, Z_{end}) \\
&= 0.05 \times \frac{Z_i + Z_{end}}{2}
\end{aligned}$$

Le moment à partir duquel la bande est considérée comme formée correspond alors au premier instant vérifiant $s_1 \leq s_2$.

3.4 Application à la fragmentation du satellite chinois Fengyun-1C

Le 10 mai 1999, le satellite chinois Fengyun-1C, conçu pour des missions de météorologie, est lancé depuis le Taiyuan Satellite Launch Center vers une orbite héliosynchrone. Un test de missile anti-satellite, qui s'est révélé fructueux, a détruit ce satellite (fonctionnel jusqu'en 2005) le 11 janvier 2007 au-dessus de la partie centrale de la Chine (à une altitude d'environ 863 km) à approximativement 22^h25^{min}40^s UTC [97]. Les caractéristiques orbitales particulières (orbite SSO) de Fengyun-1C le situaient dans une région de l'espace déjà très utilisée dans le régime des orbites basses (Low-Earth-Orbit ou LEO) car elles permettent l'observation d'un point donné à la surface de la Terre à la même heure solaire locale. La fragmentation de Fengyun-1C a donc généré un nombre très important de fragments au sein de l'une des régions déjà les plus encombrées ; environ 2000 débris de plus de 5 cm de diamètre d'après le catalogue américain US Space Surveillance Network (USSSN) en 2007 et plus de 3000 en 2010 [98].

Les derniers éléments orbitaux connus du satellite avant la fragmentation, déduits du dernier TLE disponible avant l'explosion indiqué ci-dessous, sont regroupés dans la Table 3.1. Il s'agit de la condition initiale du corps parent que nous utilisons lors de la simulation de la fragmentation. De ces données peut également être déduite la période de révolution orbitale qui est environ égale à 1 heure 42 minutes.

```

1 25730U 99025A 07010.91400754 -.00000200 00000-0 -59123-4 0 9998
2 25730 98.6462 0.784894 0013480 269.9602 90.00278 14.11820243395328

```

TABLE 3.1 – Derniers éléments orbitaux connus (éléments moyens) du satellite chinois Fengyun-1C avant sa fragmentation le 11 janvier 2007 lors d'un essai de missile anti-satellite avec : a le demi-grand axe (en km), e l'excentricité, i l'inclinaison (en degrés), Ω l'ascension droite du nœud ascendant (en degrés), ω l'argument du périégée (en degrés) et M l'anomalie moyenne (en degrés). Ils sont déduits du dernier TLE connu avant l'explosion.

a (km)	e	i (deg)	Ω (deg)	ω (deg)	M (deg)
7228.4508	0.00135	98.6462	0.784894	269.9602	90.00278

L'évolution du nombre de débris spatiaux répertoriés comme issus de la fragmentation du satellite chinois Fengyun-1C se trouve en Figure 3.3. L'augmentation de ce nombre d'objets au cours des années suivant l'événement est dû au fait qu'il n'a pas été possible d'observer et de corréler la totalité des fragments à leur origine de manière immédiate. D'autre part, la quantité de débris générés est certainement sous-estimée, car il est fortement probable qu'une partie des débris observables soient retombés dans l'atmosphère terrestre au cours des premiers mois suivant la fragmentation, et ce sans avoir pu être identifiés ; cela dépend de la valeur de l'incrément de vitesse auxquels ces objets ont été soumis, et de la direction dans laquelle ils ont été projetés. Au mois de novembre 2018, 3441 débris d'un diamètre supérieur à 10 cm typiquement sont encore suivis et catalogués dans les bases de données TLE (source : SpaceTrack).

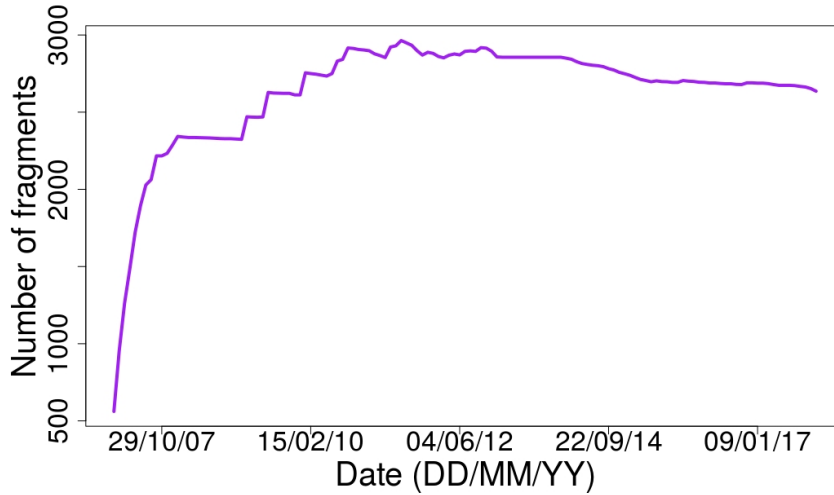


FIGURE 3.3 – Évolution du nombre de débris répertoriés comme étant issus de la fragmentation du satellite chinois Fengyun-1C le 11 janvier 2007 (données SpaceTrack). Au mois de novembre 2018, 3 441 fragments d’un diamètre supérieur à 10 cm typiquement sont encore suivis et catalogués dans les bases de données TLE.

L’étude de l’évolution de ce nuage de débris spatiaux débute par la détermination des temps de formation du tore (passage de la Phase A à la Phase B) et de la bande (Phase B à C). Certaines caractéristiques géométriques étant reliées à une étape particulière du processus d’évolution de la répartition des fragments autour de la Terre (rayon du tore ou épaisseur de la bande par exemple), il est ainsi nécessaire d’évaluer les instants auxquels les phases peuvent être considérées comme complétées.

Nous avons tout d’abord décidé d’effectuer une première analyse de la dépendance des résultats déduits par le biais de la méthode Ashenberg vis-à-vis de l’incrément de vitesse choisi lors de l’application des équations (3.9), (3.16) et (3.17). L’ordre de grandeur du ΔV établi par rapport à la vitesse du corps parent dans [11] pour assurer la validité des expressions est de $10^{-2} \times V_{sat}$. D’après cette précision et sachant que la vitesse du satellite parent au moment de la fragmentation était d’environ 7.42 km.s^{-1} , nous avons choisi un ensemble de valeurs comprises entre 100 m.s^{-1} et 700 m.s^{-1} pour étudier cette dépendance. Les résultats des temps de complétion du tore et de la bande en fonction de l’incrément de vitesse sélectionné sont résumés en Table 3.2.

TABLE 3.2 – Temps de complétion des phases B (tore), noté T_{tore} , et C (bande), noté T_{bande} , déterminé avec la méthode développée par [11] en fonction de la valeur d’incrément de vitesse utilisée (en m.s^{-1}).

ΔV (m.s^{-1})	100	200	300	400	500	600	700
T_{tore}	20h24min	10h12min	6h48min	5h06min	3h24min	3h24min	3h24min
T_{bande}	1442.39 j	721.20 j	480.80 j	360.60 j	288.48 j	240.40 j	206.06 j

La formation du tore tout comme celle de la bande sont d’autant plus rapides que l’incrément de vitesse utilisé est important. Pour les deux complétions de phases, un facteur d’environ 7 sépare les résultats obtenus pour les deux valeurs extrêmes pour ΔV , à savoir 100 m.s^{-1} et 700 m.s^{-1} . Il est également intéressant de noter que le temps de formation du tore n’évolue plus à partir d’un ΔV de 500 m.s^{-1} tandis que le délai déterminé pour le passage de la phase B à la phase C est différent pour chacune des valeurs testées. Nous avons ainsi choisi de sélectionner les résultats obtenus pour un incrément de vitesse de 500 m.s^{-1} pour effectuer la comparaison des différentes méthodes exposées en Section 3.3¹.

Les temps de formation du tore et de la bande obtenus pour quatre méthodes sont disponibles dans la Table 3.3 : (i) différence des taux de variations angulaires dues au J_2 , (ii) uniformité des distributions de M , ω et Ω , (iii) méthode développée par J. Ashenberg dans [11] pour un ΔV de 500 m.s^{-1} et, (iv) utilisation de la longitude moyenne et de la dispersion des fragments autour du corps parent dans le repère local de ce dernier. Pour les méthodes 2 et 4, la détermination du temps de complétion de la Phase B nécessite la connaissance des

1. Nous verrons également dans le Chapitre 4 qu’un incrément de vitesse d’environ 450 m.s^{-1} peut-être considéré comme représentatif de la variation de vitesse subie par 99% des objets générés par la fragmentation du satellite Fengyun-1C.

éléments orbitaux des fragments générés au cours des premières heures suivant l'événement. Étant donné que nous ne disposons pas de ces informations puisque nous utilisons les données issues des observations (données TLE) pour effectuer cette analyse, le temps de formation du tore pour ces deux approches n'apparaît pas dans la Table 3.3.

TABLE 3.3 – Temps de complétion des phases B (tore), noté T_{tore} , et C (bande), noté T_{bande} , en fonction de la méthode de détermination utilisée. Les résultats relatifs à quatre méthodes sont résumés : (i) différence des taux de variations angulaires dues au J_2 , (ii) uniformité des distributions de M , ω et Ω , (iii) méthode développée par J. Ashenberg dans [11] pour un ΔV de 500 m.s^{-1} et, (iv) utilisation de la longitude moyenne et de la dispersion des fragments autour du corps parent dans le repère local de ce dernier.

	Taux de variations angulaires	Uniformité distributions	Ashenberg	Repère local
T_{tore}	$0.29\text{j} \approx 6\text{h}57\text{min}$	-	3h24min	-
T_{bande}	452.18 j	$\omega : 2601 \text{ j} \mid \Omega : -$	288.48 j	$W_{min} : 471 \text{ j} \mid W_{max} : 141 \text{ j}$

D'après les résultats de la Table 3.3, la formation du tore s'effectue en environ 7 heures (≈ 4 révolutions orbitales) avec la méthode utilisant les taux de variations angulaires et en moitié moins de temps d'après les expressions déterminées par J. Ashenberg (≈ 2 révolutions orbitales).

Concernant le temps de formation de la bande, les méthodes testées donnent des résultats très différents. D'après [98], le nuage de débris formé par la fragmentation du satellite chinois avait recouvert la Terre entièrement en 7 à 8 mois. Nous utiliserons cette donnée comme référence, ce qui implique que la phase C doit en théorie être terminée dans un délai inférieur à cette référence.

L'étude de l'uniformité des distributions indique que la phase C n'est jamais atteinte entre le moment de la fragmentation et le 05/12/2017, date du dernier fichier TLE analysé. En effet, la distribution des Ω ne satisfait pas les conditions d'uniformité du test du χ^2 , ce qui peut être vérifié visuellement sur la Figure 3.5 présentant l'histogramme associé à cette distribution plus de 10 ans après l'événement. Par contre concernant les données relatives à ω , l'hypothèse d'uniformité est vérifiée comme le montre la Figure 3.4 représentant l'évolution de la p-valeur du test du χ^2 effectué sur l'argument du périégée. La droite rouge correspond à la valeur critique choisie pour α , soit 0.05. Bien que la p-valeur repasse en-dessous de ce seuil plusieurs fois après l'avoir dépassé, la p-valeur moyenne déterminée pour les instants suivant ce premier dépassement est bien supérieure à α (≈ 0.17) ce qui entraîne l'acceptation du test d'uniformité. Il est néanmoins important de noter que la vérification de l'uniformité de la distribution survient très tardivement : à partir du 24/02/2014 soit environ 7 années après la fragmentation.

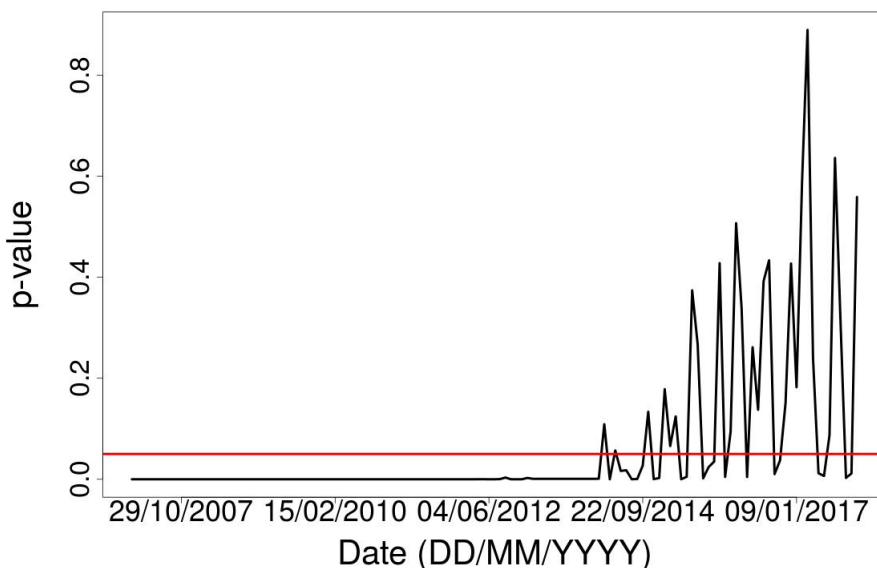


FIGURE 3.4 – Évolution de la p-valeur relative au test d'uniformité du χ^2 réalisé sur la distribution des ω issue des fichiers TLE. La droite rouge correspond à la valeur critique choisie pour α , soit 0.05. L'hypothèse d'uniformité est vérifiée à partir du 24/02/2014 soit environ 7 années après la fragmentation.

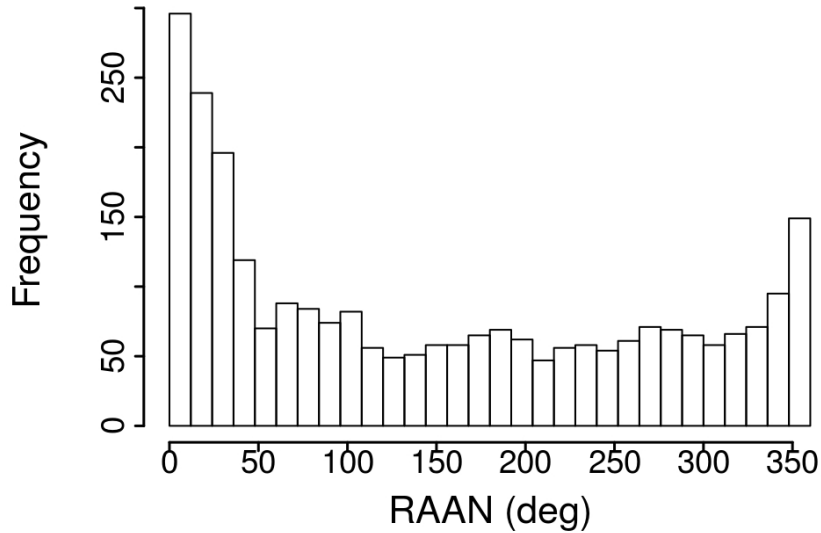


FIGURE 3.5 – Distribution des ascensions droites du nœud ascendant pour le dernier fichier analysé, daté du 05/12/2017. La non-uniformité de la série de donnée est évidente.

Comme remarqué pour le temps de formation du tore, le délai de complétion de la bande passe du simple au double lorsque les méthodes d’Ashenberg et des taux de variations angulaires sont comparées, avec 288 jours et 452 jours environ respectivement. Les résultats obtenus avec la méthode Ashenberg approchent néanmoins davantage la valeur de référence retenue bien qu’ils la dépassent puisque la valeur déterminée correspond à environ 9 mois et demi. Il peut également être fortement supposé que si le temps de complétion de la phase C est surestimé avec la méthode des taux de variations angulaires, celui de la phase B l’est également et que la troisième approche fournit une approximation plus réaliste du temps nécessaire à la formation du tore.

L’analyse effectuée avec la quatrième et dernière méthode que nous avons développée débute par la détermination des coordonnées des fragments dans le repère local du satellite parent. Nous considérons en particulier la coordonnée selon l’axe hors-plan de ce repère (\vec{W}), car elle permet de visualiser la formation de la bande au cours du temps. Suite au changement de repère, nous pouvons évaluer les valeurs minimale et maximale de cette coordonnée à chaque instant. Elles sont représentées par les courbes bleue et rouge respectivement sur la Figure 3.6, au-dessus desquelles se superposent les courbes lissées (en noir). La dernière étape de la méthode consiste finalement à déterminer les instants à partir desquels les coordonnées minimales et maximales des fragments selon l’axe \vec{W} sont considérées comme stables. Nous obtenons alors deux dates, l’une pour la stabilité des valeurs de W_{min} et l’autre pour celle des W_{max} , qui sont symbolisées par les droites en pointillés marron et violette respectivement.

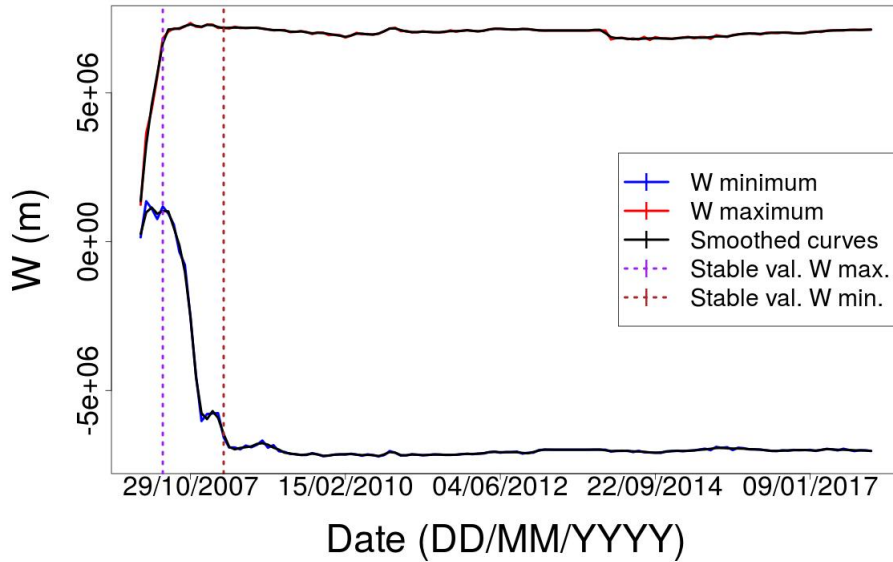


FIGURE 3.6 – Évolution des valeurs minimales (courbe bleue) et maximales (courbe rouge) des coordonnées des fragments générés selon l'axe \vec{W} du repère local du satellite parent. Les courbes noires représentent le lissage des deux éléments précédents et les droites en pointillés symbolisent les dates à partir desquelles les valeurs de W_{min} (en marron) et W_{max} (en violet) sont considérées comme stables.

Les coordonnées minimales et maximales selon l'axe W sont considérées comme stables à partir du 26/04/2008 et du 01/06/2007 respectivement. Si nous fonctionnons à l'image de la méthode Ashenberg, le temps le plus important est retenu pour décrire le délai de formation de la bande, qui serait alors supérieur à 1 année et par conséquent à la valeur de référence. Néanmoins, nous tenons à rappeler que nous travaillons ici avec des données issues d'observations et qu'il est fortement probable que les objets générés n'ont pas été entièrement répertoriés au cours des premiers mois suivant la fragmentation. D'ailleurs, cela se vérifie grâce à la Figure 3.3 sur laquelle le nombre de fragments augmente au cours du temps au lieu de diminuer du fait du processus naturel de rentrée atmosphérique. De ce fait, il est très plausible que la valeur minimale se stabilise en réalité aux alentours de la date relevée pour la coordonnée maximale. Étant donné qu'en considérant W_{max} nous obtenons un temps de complétion d'environ 4 mois et demi, cette méthode est alors la seule pour laquelle le critère de formation de la bande fournit un délai inférieur à celui de référence, correspondant alors davantage à la réalité.

Maintenant que nous disposons des temps de formation du tore et de la bande nous sommes en mesure de réaliser la description géométrique du nuage. D'après les précédents résultats, nous avons décidé de retenir la méthode d'Ashenberg et l'approche par l'utilisation du repère local pour la détermination de la complétion de la phase B (tore) et de la phase C (bande) respectivement. Ces choix sont basés sur le fait que les délais obtenus par le biais de ces méthodes nous paraissent les plus proches de la réalité.

Les différentes caractéristiques géométriques du nuage de débris sont résumées en Table 3.4. Elles sont composées de plusieurs paramètres associés à chaque phase d'évolution de l'ensemble de fragments générés lors de l'explosion au cours du temps. Tout d'abord, R_{tore} et r_{tore} , exprimés en kilomètres, correspondent aux propriétés géométriques du tore mais ne sont pas indiqués ici car nous ne disposons pas des informations relatives aux premières heures suivant la fragmentation. Les propriétés relatives à la phase C (bande) comprennent : r_{min} et r_{max} les coordonnées sphériques radiales minimale et maximale en kilomètres, lat_{min} et lat_{max} les latitudes minimale et maximale en degrés, l_{bande} la largeur de la bande indiquée en degrés afin de refléter la gamme de latitudes couvertes par le nuage et ep_{bande} l'épaisseur de la bande exprimée en kilomètres. Les quatre derniers paramètres sont déterminés pour le dernier fichier étudié en date du 05/12/2017. Ils sont représentés par la différence entre rayon à l'apogée maximal et rayon au périégée minimal (en km) notée $r_{a_{max}} - r_{p_{min}}$, ainsi que par les caractéristiques relatives à la vitesse au périégée des fragments du nuage exprimées en $\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$ (vitesse minimale $v_{p_{min}}$, maximale $v_{p_{max}}$ et moyenne $v_{p_{moy}}$).

TABLE 3.4 – Caractéristiques géométriques du nuage de débris observables et répertoriés dans la base de données TLE SpaceTrack. Les paramètres représentés correspondent aux différentes phases d'évolution du nuage et comprennent : (i) rayon du tore R_{tore} (km), (ii) distance entre le centre de la Terre et le centre du tore r_{tore} (km), (iii) coordonnée sphérique radiale minimale r_{min} (km), (iv) coordonnée sphérique radiale maximale r_{max} (km), (v) latitude minimale lat_{min} (deg), (vi) latitude maximale lat_{max} (deg), (vii) largeur de la bande l_{bande} (deg), (viii) épaisseur de la bande ep_{bande} (km), (ix) différence entre rayon maximal à l'apogée et rayon minimal au périégée $r_{amax} - r_{pmin}$ (km), et (x) vitesse au périégée maximale v_{pmax} ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$), (xi) vitesse au périégée minimale v_{pmin} ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$), et (xii) vitesse au périégée moyenne $v_{p moy}$ ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$).

R_{tore}	r_{tore}	r_{min}	r_{max}	lat_{min}	lat_{max}
-	-	6 717.69	8 480.04	-2.7	0.81
l_{bande}	ep_{bande}	$r_{amax} - r_{pmin}$	v_{pmax}	v_{pmin}	$v_{p moy}$
3.51	1 762.35	3 102.35	8.02	7.42	7.54

Les informations les plus marquantes ressortant de la Table 3.4 concernent la vitesse des fragments ainsi que la gamme d'altitudes jusqu'auxquelles les débris ont été projetés. Tout d'abord, la vitesse minimale des fragments 10 ans après l'explosion est égale à la vitesse du corps parent au moment de l'événement. La vitesse moyenne des objets constituant le nuage est également très proche de celle du satellite parent. Bien que les vitesses de la majeure partie des éléments du nuage ne diffèrent pas de manière conséquente de la vitesse d'origine, on remarque que certains fragments ont tout de même été projetés jusqu'à environ 2000 km en considérant le positionnement par le biais de la coordonnée sphérique radiale reflétant dévoilant ainsi la force de la fragmentation.

Par contre, dans le cas présent, l'information fournie par la largeur de la bande de débris n'est pas exploitable. En effet, on remarque que cette bande couvre 3.5° en latitude avec des valeurs minimale et maximale de -2.7° et 0.8° respectivement. L'extrême proximité de ces valeurs de 0° (et donc de l'équateur) est due au fait que les dates de référence des TLE des objets (utilisées dans cette analyse) sont différentes et choisies, pour des raisons pratiques que nous ignorons, à des instants proches de l'équateur. Les résultats obtenus ne sont ainsi pas représentatifs de la réalité.

La Figure 3.7 présente l'évolution au cours du temps des rayons maximal à l'apogée et minimal au périégée (à gauche), ainsi que les variations au fil des années de la différence entre ces deux paramètres (à droite).

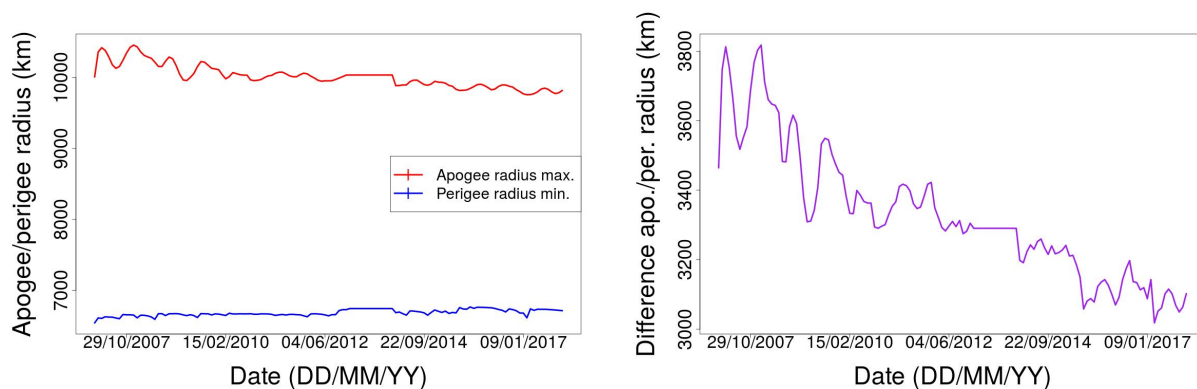


FIGURE 3.7 – À gauche : évolution du rayon à l'apogée maximal (en rouge) et du rayon au périégée minimal (en bleu) au cours du temps. À droite : évolution de la différence entre rayon à l'apogée maximal et rayon au périégée minimal.

La diminution de la différence entre les deux paramètres présentée en Figure 3.7 est essentiellement due à l'abaissement du rayon à l'apogée maximal au cours du temps. Le rayon au périégée minimal reste en effet relativement constant puisqu'il marque la limite en-dessous de laquelle les objets entament une rentrée atmosphérique. Entre le 01/02/2007 et le 05/12/2017, la différence entre les deux rayons décroît d'environ 800 km.

En complément des valeurs indiquées dans la Table 3.4 concernant les caractéristiques relatives aux vitesses des fragments du nuage, la Figure 3.8 présente les évolutions des vitesses minimale (en haut à gauche), maximale (en haut à droite) et moyenne (en bas) des objets au cours du temps.

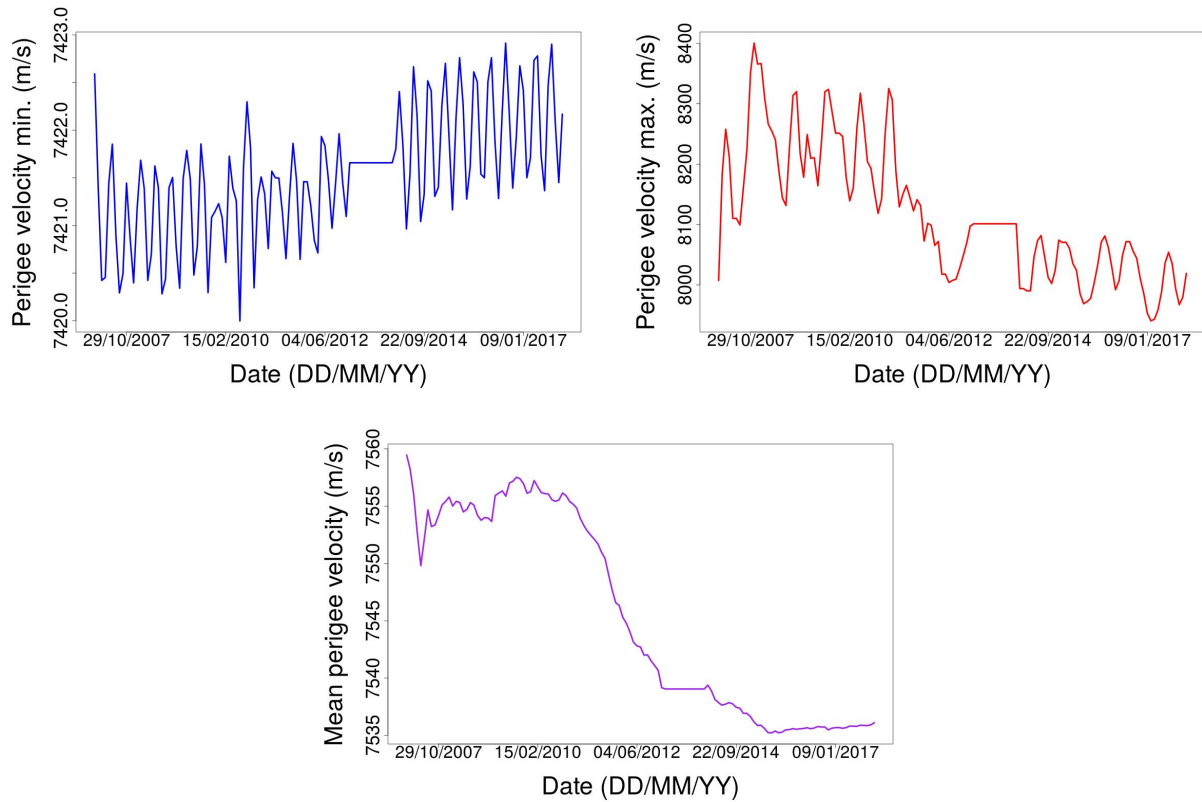


FIGURE 3.8 – Évolution de la vitesse au périgée minimale (en haut à gauche), maximale (en haut à droite) et moyenne (en bas) au cours du temps.

Les variations de vitesse les plus conséquentes concernent celles de la vitesse maximale des fragments du nuage qui diminue d'environ 400 m.s^{-1} sur 10 ans. La vitesse minimale des objets est quant à elle relativement stable au cours du temps puisqu'une vitesse plus faible entraînerait le début de la phase de rentrée atmosphérique pour le fragment concerné. Enfin, malgré la forte décroissance de la courbe relative à la vitesse moyenne des objets du nuage sur la Figure 3.8 (en bas), cette caractéristique n'évolue que très peu au cours du temps. En effet, sur dix années, la vitesse moyenne ne diminue que d'environ 30 m.s^{-1} .

Finalement, les diagrammes de Gabbard relatifs aux premier et dernier fichiers de données analysés sont reproduits en Figure 3.9 à gauche et à droite respectivement. Les dates correspondantes sont le 01/02/2007 pour le diagramme de gauche et le 05/12/2017 pour celui de droite. L'altitude des fragments à l'apogée est représentée en rouge tandis que celle au périgée est affichée en bleu.

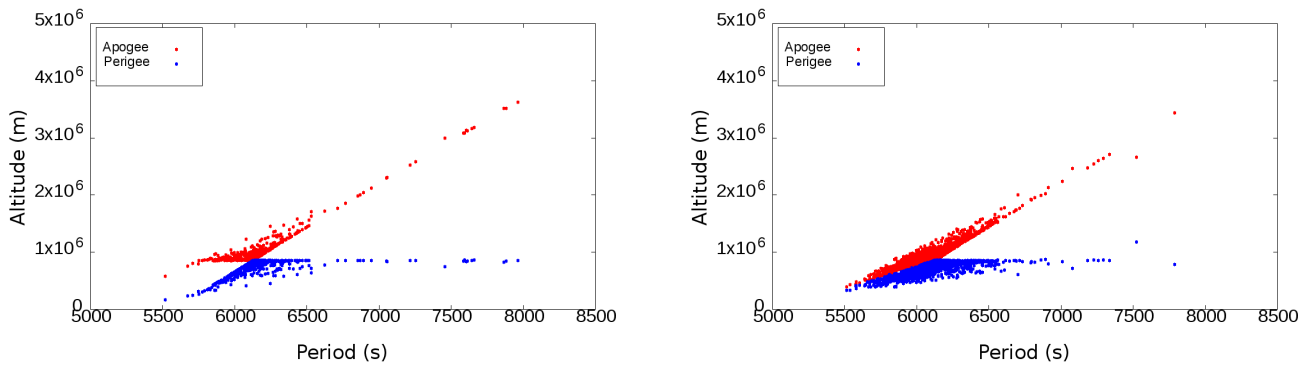


FIGURE 3.9 – Diagrammes de Gabbard déduits des données associées aux premier et dernier fichiers étudiés correspondant au 01/02/2007 et au 05/12/2017 à gauche et à droite respectivement.

Sur la partie gauche de la figure, les bras de la croix les plus courts correspondent aux fragments ayant été éjectés dans le sens opposé du déplacement entraînant ainsi une diminution de l'altitude du périgée et de la période orbitale par rapport au corps parent. Ces objets sont d'ailleurs les premiers à effectuer une rentrée atmosphérique, de sorte qu'après dix années le diagramme de Gabbard (à droite) n'est plus constitué que

des bras les plus longs de la croix initiale. Ces derniers correspondent aux fragments projetés dans le sens du déplacement, engendrant une augmentation de l'altitude de l'apogée ainsi que la période orbitale et donc une durée de vie en orbite plus importante. Comme pressenti, la majeure partie des objets a été éjectée de manière perpendiculaire au vecteur vitesse du satellite parent, ce qui est représenté par l'amas au centre de la croix [94]. Dix années après la fragmentation, on observe une baisse de la valeur maximale de la période orbitale (d'environ 8 000 secondes à 7 750 secondes), accompagnée d'une diminution de l'altitude de l'apogée maximale traduisant la dégradation du nuage sous l'effet des perturbations orbitales.

3.5 Une méthode Ashenberg pour toute la gamme d'excentricités

L'approche utilisée par J. Ashenberg pour dériver les temps de complétion des différentes phases d'évolution d'un nuage de débris présente de nombreux avantages puisque d'une part elle prend en compte les caractéristiques orbitales du corps parent, et d'autre part elle ne nécessite pas la connaissance des données relatives aux fragments créés. De plus, c'est par le biais de cette méthode que nous obtenons les résultats les plus proches de la réalité pour la phase B (tore) et les moins éloignés, après notre méthode, pour la phase C (bande). Le plus gros inconvénient de cette démarche réside dans l'hypothèse émise lors de l'établissement des formules. En effet, dans [11], les expressions développées ne sont valides que dans le cas de trajectoires à faibles excentricités.

Suite à ces observations et considérant cette approche comme prometteuse, nous avons décidé d'étendre les équations (3.16) et (3.17) à toute la gamme d'excentricités. Nous serons donc à même de déterminer l'influence de l'excentricité sur l'évolution d'un nuage de débris (en particulier sur les temps de complétion des différentes phases) mais aussi la valeur à partir de laquelle le rôle de ce paramètre orbital devient prépondérant.

L'objet de cette section correspond ainsi à la description de l'obtention des nouvelles expressions, basée sur un raisonnement identique à celui utilisé dans [11]. Nous ne traitons pas le sujet du temps de formation du tore ici car J. Ashenberg a d'ores et déjà développé une expression valide pour toutes les excentricités dans son article (équation (3.8)), avant de la simplifier dans le cas d'une faible valeur de cet élément orbital (équation (3.9)).

Contrairement à J. Ashenberg qui utilise un repère orienté par la position radiale, nous avons choisi de travailler dans un repère orienté par la vitesse. Ce repère est noté $(\vec{e}_T, \vec{e}_N, \vec{e}_W)$ et la résultante \vec{F} de la force appliquée au satellite s'exprime alors :

$$\vec{F} = T\vec{e}_T + N\vec{e}_N + W\vec{e}_W \quad (3.22)$$

Tout d'abord, les variations instantanées des éléments orbitaux dues à l'application d'un incrément de vitesse sur le corps parent sont déterminées. Elles sont obtenues à partir des équations de Gauss mais cette fois-ci exprimées dans le repère $(\vec{e}_T, \vec{e}_N, \vec{e}_W)$.

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \sqrt{1+e^2+2e\cos v} T \\ \frac{de}{dt} &= -\frac{\sqrt{1-e^2}}{na\sqrt{1+e^2+2e\cos v}} \left[\frac{(1-e^2)\sin v}{1+e\cos v} N - 2(e+\cos v)T \right] \\ \frac{di}{dt} &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \frac{\cos(\omega+v)}{(1+e\cos v)} W \end{aligned}$$

Les équations (3.23), (3.24) et (3.25) représentant les variations en demi-grand axe, excentricité et inclinaison respectivement dans un repère orienté par la vitesse sont ainsi dérivées.

$$\delta a = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \sqrt{1+e^2+2e\cos v} \Delta V_T \quad (3.23)$$

$$\delta e = -\frac{\sqrt{1-e^2}}{na\sqrt{1+e^2+2e\cos v}} \left[\frac{(1-e^2)\sin v}{1+e\cos v} \Delta V_N - 2(e+\cos v) \Delta V_T \right] \quad (3.24)$$

$$\delta i = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \frac{\cos u}{(1+e\cos v)} \Delta V_W \quad (3.25)$$

Comme précédemment, nous savons que les taux de variation $\delta\dot{\omega}$ et $\delta\dot{\Omega}$ sont évalués via l'équation (3.10) rappelée ci-dessous.

$$\delta \left\{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \right\} = \frac{\partial \left\{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \right\}}{\partial a} \delta a + \frac{\partial \left\{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \right\}}{\partial e} \delta e + \frac{\partial \left\{ \dot{\omega}, \dot{\Omega} \right\}}{\partial i} \delta i$$

Ensuite, à partir des équations complètes traduisant les variations séculaires induites sur les éléments orbitaux angulaires ω et Ω (équations (1.2) et (1.3)), les dérivées partielles utilisées dans l'équation (3.10) sont déterminées. Ainsi,

$$\frac{\partial \dot{\omega}}{\partial a} = -\frac{7}{2} \times \frac{3}{4} n J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \frac{1}{(1-e^2)^2} (5 \cos^2(i) - 1)$$

$$\frac{\partial \dot{\omega}}{\partial e} = -3nJ_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \frac{e}{(1-e^2)^3} (5 \cos^2(i) - 1)$$

$$\frac{\partial \dot{\omega}}{\partial i} = -\frac{15}{4} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \frac{1}{(1-e^2)^2} \sin(2i)$$

$$\frac{\partial \dot{\Omega}}{\partial a} = \frac{7}{2} \times \frac{3}{2} n J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \frac{1}{(1-e^2)^2} \cos i$$

$$\frac{\partial \dot{\Omega}}{\partial e} = -\frac{3}{2} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \frac{4e}{(1-e^2)^3} \cos i$$

$$\frac{\partial \dot{\Omega}}{\partial i} = \frac{3}{2} n J_2 \left(\frac{R_0}{a} \right)^2 \frac{1}{(1-e^2)^2} \sin i$$

La substitution de ces expressions dans l'équation (3.10) permet de dériver les deux relations suivantes.

$$\begin{aligned} \delta\dot{\omega} = & -\frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \frac{1}{(1-e^2)^2} \left[7 \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2(i) \right) \sqrt{\frac{1+e^2+2e \cos v}{1-e^2}} \Delta V_T \right. \\ & - \frac{2e}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e \cos v)}} (5 \cos^2(i) - 1) \left(\frac{(1-e^2) \sin v}{(1+e \cos v)} \Delta V_N - 2(e + \cos v) \Delta V_T \right) \\ & \left. + \frac{5}{2} \sqrt{1-e^2} \sin(2i) \frac{\cos u}{(1+e \cos v)} \Delta V_W \right] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{\Omega} = & \frac{3}{2} J_2 \frac{R_0^2}{a^3} \frac{1}{(1-e^2)^2} \left[7 \cos i \sqrt{\frac{1+e^2+2e \cos v}{1-e^2}} \Delta V_T \right. \\ & + \frac{4e \cos i}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e \cos v)}} \left(\frac{(1-e^2) \sin v}{(1+e \cos v)} \Delta V_N - 2(e + \cos v) \Delta V_T \right) \\ & \left. + \sqrt{1-e^2} \sin i \frac{\cos u}{(1+e \cos v)} \Delta V_W \right] \end{aligned}$$

Les trois composantes du vecteur de variation de vitesse étant nécessaires à la détermination des taux de variations, le vecteur $\overrightarrow{\Delta V}$ est décomposé comme suit, avec β l'angle hors-plan et α_1 le *flight-path angle* mesuré depuis l'horizon local vers le vecteur $\overrightarrow{\Delta V}$.

$$\overrightarrow{\Delta V} = \Delta V \cos \beta \cos \alpha_1 \vec{e}_T + \Delta V \cos \beta \sin \alpha_1 \vec{e}_N + \Delta V \sin \beta \vec{e}_W = \Delta V_T \vec{e}_T + \Delta V_N \vec{e}_N + \Delta V_W \vec{e}_W$$

Ainsi, par identification : $\Delta V_T = \Delta V \cos \beta \cos \alpha_1$, $\Delta V_N = \Delta V \cos \beta \sin \alpha_1$ et $\Delta V_W = \Delta V \sin \beta$. Les taux de variations apsidale et nodale deviennent finalement,

$$\delta\dot{\omega} = -\frac{3}{2}J_2\frac{R_0^2}{a^3}\frac{1}{(1-e^2)^2}\left[7\left(2-\frac{5}{2}\sin^2(i)\right)\sqrt{\frac{1+e^2+2e\cos v}{1-e^2}}\cos\beta\cos\alpha_1\right. \\ \left.-\frac{2e}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e\cos v)}}(5\cos^2(i)-1)\left(\frac{(1-e^2)\sin v\cos\beta\sin\alpha_1}{(1+e\cos v)}-2(e+\cos v)\cos\beta\cos\alpha_1\right)\right. \\ \left.+\frac{5}{2}\sqrt{1-e^2}\sin(2i)\frac{\cos u}{(1+e\cos v)}\sin\beta\right]\Delta V \quad (3.26)$$

$$\delta\dot{\Omega} = \frac{3}{2}J_2\frac{R_0^2}{a^3}\frac{1}{(1-e^2)^2}\left[7\cos i\sqrt{\frac{1+e^2+2e\cos v}{1-e^2}}\cos\beta\cos\alpha_1\right. \\ \left.+\frac{4e\cos i}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e\cos v)}}\left(\frac{(1-e^2)\sin v\cos\beta\sin\alpha_1}{(1+e\cos v)}-2(e+\cos v)\cos\beta\cos\alpha_1\right)\right. \\ \left.+\sqrt{1-e^2}\sin i\frac{\cos u}{(1+e\cos v)}\sin\beta\right]\Delta V \quad (3.27)$$

Les expressions (3.26) et (3.27) sont maximales pour deux couples spécifiques de valeurs (α_1, β) . La même logique que dans le cas des petites excentricités est utilisée pour obtenir ces couples de valeurs spécifiques ; la différence réside dans le nombre d'équations à résoudre qui est de quatre ici : (i) $\frac{\partial\delta\dot{\omega}}{\partial\alpha_1} = 0$, (ii) $\frac{\partial\delta\dot{\omega}}{\partial\beta} = 0$, (iii)

$$\frac{\partial\delta\dot{\Omega}}{\partial\alpha_1} = 0, \text{ et (iv) } \frac{\partial\delta\dot{\Omega}}{\partial\beta} = 0.$$

Or,

$$\frac{\partial\delta\dot{\omega}}{\partial\alpha_1} = -\frac{3}{2}J_2\frac{R_0^2}{a^3}\frac{1}{(1-e^2)^2}\Delta V\left[-7\left(2-\frac{5}{2}\sin^2(i)\right)\sqrt{\frac{1+e^2+2e\cos v}{1-e^2}}\cos\beta\sin\alpha_1\right. \\ \left.-\frac{2e(5\cos^2(i)-1)}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e\cos v)}}\left(\frac{(1-e^2)\sin v\cos\beta\cos\alpha_1}{(1+e\cos v)}+2(e+\cos v)\cos\beta\sin\alpha_1\right)\right]$$

$$\frac{\partial\delta\dot{\omega}}{\partial\beta} = -\frac{3}{2}J_2\frac{R_0^2}{a^3}\frac{1}{(1-e^2)^2}\Delta V\left[-7\left(2-\frac{5}{2}\sin^2(i)\right)\sqrt{\frac{1+e^2+2e\cos v}{1-e^2}}\sin\beta\cos\alpha_1\right. \\ \left.-\frac{2e(5\cos^2(i)-1)}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e\cos v)}}\left(-\frac{(1-e^2)\sin v\sin\beta\sin\alpha_1}{(1+e\cos v)}+2(e+\cos v)\sin\beta\cos\alpha_1\right)\right. \\ \left.+\frac{5}{2}\sqrt{1-e^2}\sin(2i)\frac{\cos u}{(1+e\cos v)}\cos\beta\right]$$

$$\frac{\partial\delta\dot{\Omega}}{\partial\alpha_1} = \frac{3}{2}J_2\frac{R_0^2}{a^3}\frac{\cos\beta}{(1-e^2)^2}\Delta V\left[-7\cos i\sqrt{\frac{1+e^2+2e\cos v}{1-e^2}}\sin\alpha_1\right. \\ \left.+\frac{4e\cos i}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e\cos v)}}\left(\frac{(1-e^2)\sin v\cos\alpha_1}{(1+e\cos v)}+2(e+\cos v)\sin\alpha_1\right)\right]$$

$$\frac{\partial\delta\dot{\Omega}}{\partial\beta} = \frac{3}{2}J_2\frac{R_0^2}{a^3}\frac{1}{(1-e^2)^2}\Delta V\left[-7\cos i\sqrt{\frac{1+e^2+2e\cos v}{1-e^2}}\cos\alpha_1\sin\beta\right. \\ \left.+\frac{4e\cos i}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e\cos v)}}\left(-\frac{(1-e^2)\sin v\sin\alpha_1\sin\beta}{(1+e\cos v)}+2(e+\cos v)\cos\alpha_1\sin\beta\right)\right. \\ \left.+\sqrt{1-e^2}\sin i\frac{\cos u}{(1+e\cos v)}\cos\beta\right]$$

Les couples de valeurs particulières (α_1, β) permettant l'obtention des taux de variations apsidale et nodale maximaux sont alors respectivement,

$$\tan \alpha_{1\omega} = \frac{2e(1 - e^2) \sin v}{\left[-\frac{7}{2}(1 + e^2 + 2e \cos v) - 4e(e + \cos v)\right] (1 + e \cos v)} \quad (3.28)$$

$$\tan \beta_\omega = \frac{5\sqrt{1 - e^2} \sin(2i) \cos u}{2 \left[\frac{7}{2} \sqrt{\frac{1+e^2+2e \cos v}{1-e^2}} \cos \alpha_1 - \frac{2e(1-e^2) \sin v \sin \alpha_1}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e \cos v)(1+e \cos v)}} + \frac{4e(e+\cos v) \cos \alpha_1}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e \cos v)}} \right] (1 + e \cos v)(5 \cos^2(i) - 1)} \quad (3.29)$$

et,

$$\tan \alpha_{1\Omega} = \frac{4e(1 - e^2) \sin v}{\left[7(1 + e^2 + 2e \cos v) - 8e(e + \cos v)\right] (1 + e \cos v)} \quad (3.30)$$

$$\tan \beta_\Omega = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin i \cos u}{\left[7 \sqrt{\frac{1+e^2+2e \cos v}{1-e^2}} \cos \alpha_1 + \frac{4e(1-e^2) \sin v \sin \alpha_1}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e \cos v)(1+e \cos v)}} - \frac{8e(e+\cos v) \cos \alpha_1}{\sqrt{(1-e^2)(1+e^2+2e \cos v)}} \right] (1 + e \cos v) \cos i} \quad (3.31)$$

Le temps de formation de la bande est ensuite déterminé de la même manière que pour le cas simplifié pour les petites excentricités. On notera par ailleurs qu'en posant une excentricité nulle dans les équations (3.28) et (3.30), les résultats dérivés par [11] sont bien retrouvés.

Le rôle joué par l'excentricité peut désormais être étudié plus particulièrement grâce à l'extension des formules permettant l'obtention du temps de formation de la bande de débris spatiaux. Nous avons ainsi déterminé le nombre de jours nécessaires à la complétion de la phase C en fonction de l'excentricité du corps parent au moment de la fragmentation. Afin de rester dans la continuité des précédentes analyses, nous avons choisi de faire varier l'excentricité du satellite chinois Fengyun-1C pour cette étude de sensibilité, en considérant comme valeurs minimale et maximale 0 et 0.7 respectivement. Les autres éléments orbitaux restent identiques (voir Table 3.1), tout comme l'incrément de vitesse appliqué posé égal à 500 m.s⁻¹. Les résultats obtenus sont résumés en Table 3.5.

TABLE 3.5 – Temps de complétion de la phase C (bande), noté T_{bande} , déterminé avec la méthode développée par [11] étendue à toute la gamme d'excentricités par nos soins en fonction de la valeur de l'excentricité du corps parent au moment de la fragmentation.

e	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
T_{bande}	288.48 j	282.90 j	266.30 j	239.09 j	202.43 j	158.63 j	111.48 j	66.22 j

Il est tout d'abord important de noter que le nombre de jours obtenus pour une excentricité nulle est bien identique à celui déterminé en utilisant la méthode simplifiée pour de faibles excentricités (voir Table 3.3, colonne 3).

Néanmoins, l'information la plus évidente ressortant de cette analyse est que plus l'excentricité est importante, plus la phase de formation de la bande de débris spatiaux se termine rapidement. Cette observation se vérifie particulièrement à partir de $e = 0.2$, valeur où les variations deviennent conséquentes (plus de 20 jours de différence avec les résultats obtenus pour une excentricité nulle). Entre $e = 0$ et $e = 0.7$, le temps de complétion de la phase C est divisé par plus de 4 passant d'environ 288 jours à 66 jours.

L'excentricité du corps parent au moment de l'événement joue ainsi un rôle indéniable et significatif sur le temps de répartition autour de la Terre des objets générés par une fragmentation en orbite.

3.6 Conclusions

L'objet de ce chapitre résidait en l'identification des caractéristiques géométriques et temporelles pertinentes utilisables lors de l'étude de l'évolution d'un nuage de débris spatiaux généré par une fragmentation en orbite. Nous avons tout d'abord estimé les temps de complétion des différentes phases d'évolution de l'ensemble des objets créés en comparant plusieurs méthodes dont une développée par nos soins. La mise en parallèle de deux de ces méthodes avaient déjà fait l'objet d'une première étude comparative réalisée par [95]; il s'agit de l'approche utilisée par J. Ashenberg ainsi que la considération de l'uniformité des distributions pour ω et

Ω pour la formation de la bande (grâce à un test de Kolmogorov-Smirnov). Dans ce document, la méthode Ashenberg est considérée comme étant la plus appropriée après application d'un coefficient multiplicateur afin de s'assurer que la bande de débris est formée, critère permettant le début de la propagation du nuage dans [95]. Ici, nous avons vu que deux approches nous paraissaient très prometteuses : la méthode Ashenberg, ainsi que celle que nous avons conçue.

Nous avons ensuite déterminé puis analysé plusieurs paramètres relatifs à l'aspect global du nuage, tant d'un point de vue géométrique (rayon du tore, épaisseur de la bande, ...) que physique (vitesses), à partir des temps de formation estimés. Ces paramètres pourront servir de critères permettant d'évaluer à la fois la force de l'événement et l'impact qu'il peut avoir sur la population globale d'objets en orbite.

Finalement, suite aux résultats obtenus, nous avons étendu l'approche utilisée par J. Ashenberg à toutes les excentricités afin d'éliminer l'inconvénient majeur de cette méthode qui n'est valide que dans le cas de faibles excentricités. L'application numérique que nous avons réalisée lors de l'étude de sensibilité a permis de mettre en évidence le rôle prépondérant que joue l'excentricité sur la répartition d'un nuage de débris en orbite.

Chapitre 4

Une modélisation statistique d'événements critiques en orbite

L'objectif des différentes analyses réalisées est de mettre en évidence l'influence des paramètres, relatifs au modèle de fragmentation ou à la définition des conditions initiales, sur l'évolution temporelle de la répartition des objets issus d'une fragmentation en orbite. La recherche de caractéristiques statistiques spécifiques relatives à un événement donné fait également l'objet de cette partie. Ces deux aspects peuvent être traités avec des statistiques spatiales, et plus précisément par le biais des statistiques descriptives mises en œuvre lors de l'étude de processus ponctuels.

Parmi les trois fonctions issues des mathématiques appliquées décrites dans le chapitre 2, nous avons choisi de nous focaliser sur la G -fonction. Cette statistique descriptive présente, de notre point de vue, le plus d'intérêt pour effectuer la description de l'environnement d'un objet situé au sein d'un nuage de fragments, et ce dans l'optique d'une évaluation du risque de collision. L'analyse des variations au cours du temps fournit, en effet, à la fois des informations sur la puissance de l'explosion et sur la progression de la dispersion des fragments autour de l'orbite du corps parent.

Nous sommes particulièrement intéressés par l'évolution à court terme de l'ensemble d'objets créés par l'explosion, car les changements les plus rapides, en terme de distribution spatiale, surviennent durant les premières révolutions suivant la fragmentation. De plus, au-delà des variations de répartition, c'est au cours des premières heures suivant l'événement que les densités d'objets par unité de volume sont les plus grandes. Il est donc particulièrement intéressant d'utiliser la G -fonction sur le court terme pour estimer les probabilités de collision locales (au sein du nuage) considérablement élevées pendant cet intervalle de temps.

L'impact des trois paramètres, qui nous paraissent les plus critiques, est étudié dans ce chapitre : (i) la valeur maximale de l'incrément de vitesse (avec un exemple basé sur une explosion de type Fengyun-1C), (ii) le type d'orbite du corps parent et, (iii) la position du satellite parent sur sa trajectoire au moment de l'événement (en considérant une orbite Molniya qui présente de grandes différences entre rayon à l'apogée et rayon au périégée). Nous avons choisi d'analyser ces trois paramètres en particulier car il s'agit de ceux qui vont présenter la plus forte influence sur la répartition spatiale du nuage de débris.

4.1 Modélisation des événements en orbite par la génération de nuages

4.1.1 Génération de la fragmentation

Cette étude, axée sur l'évolution de la répartition des débris spatiaux créés lors d'une explosion en orbite d'un point de vue statistique, fait utiliser un modèle de fragmentation simplifié : l'influence d'un unique paramètre relatif à ce modèle est étudiée, celle de la distribution des incréments de vitesse. Nous avons donc construit un modèle déterminant uniquement la distribution des ΔV , suffisant et convenable vis-à-vis des objectifs de l'analyse, centrée sur l'évolution de la G -fonction au cours du temps. Le modèle de fragmentation simplifié est basé sur une loi uniforme appliquée dans chacune des trois directions définissant le repère local et bornée par des valeurs minimale et maximale, pour la caractérisation de la répartition des incréments de vitesse.

Ces bornes sont définies symétriquement par rapport à zéro (l'événement étant considéré isotrope), et paramétrées via un pourcentage p appliqué à la vitesse du corps parent à l'instant de l'événement. Les distributions uniformes sont ensuite utilisées dans le repère local associé au satellite parent pour générer les conditions initiales de chaque fragment créé par l'explosion. Le nombre d'objets générés étant fixé et posé égal à 500 (de

manière arbitraire) pour toutes les simulations de ce chapitre, le seul paramètre pouvant être modifié dans les différents cas d'étude est la valeur du pourcentage p appliqué à la vitesse du corps parent. Finalement, la loi de distribution des incréments de vitesse pour le modèle de fragmentation simplifié est définie par l'équation (4.1).

$$D_{\Delta V}^{simple}(\max) = \mathcal{U}(-\max, \max) \quad (4.1)$$

où $\max = p\% \times V_{sat}$ avec $p \in \mathbb{R}$.

4.1.2 Propagation des orbites des objets créés

La propagation des débris générés est effectuée grâce au logiciel FAST. Pour rappel, l'approche utilisée pour la modélisation orbitale est basée sur une théorie analytique permettant l'obtention des séries temporelles des éléments orbitaux des objets considérés [76]. L'emploi d'une méthode analytique plutôt que numérique permet d'éviter des temps de calculs trop longs tout en conservant un modèle suffisamment précis pour être considéré comme représentatif des principales caractéristiques affectant à la fois le nuage dans sa globalité et chaque fragment individuellement : changements de périodes orbitales (dus aux variations des demi-grands axes), ainsi que les variations séculaires de l'ascension droite du nœud ascendant Ω et de l'argument du périégée ω . Il est alors pertinent, ici, de ne considérer que les perturbations dues au terme J_2 du géopotential (premier ordre). En effet, sachant que nous cherchons à étudier les effets de changements de vitesses de l'ordre de quelques pourcents, seul le paramètre J_2 , de manière globale, est significatif. À partir de l'intégrale de l'énergie, il peut être établi que $\Delta a = \frac{2}{n}\Delta V$, et sachant que le moyen mouvement n est de l'ordre de 10^{-3} rad.s $^{-1}$, seules les perturbations induisant des changements de demi-grand axe supérieurs à 2 km, c'est-à-dire J_2 , peuvent être prises en compte.

Dans l'optique de considérer toutes les valeurs d'excentricité ou d'inclinaison (petites ou grandes), le modèle est programmé grâce à un ensemble d'éléments équinoxiaux \mathbf{E} composé d'une partie moyennée $\bar{\mathbf{E}}$ et d'une partie comprenant les courtes périodes $\Delta\mathbf{E}$, de manière à écrire :

$$\mathbf{E}(t) = \bar{\mathbf{E}}(t) + \Delta\mathbf{E}(t)$$

La partie moyennée $\bar{\mathbf{E}}$ est gouvernée par les variations séculaires induites sur les éléments angulaires par l'aplatissement dynamique de la Terre J_2 (ensemble d'équations présentées au Chapitre 3 : équations (1.4), (1.2) et (1.3)).

Quant à la partie traitant les courtes périodes, $\Delta\mathbf{E}$ définie comme $\Delta\mathbf{E} = \mathcal{L}(\bar{\mathbf{E}})\frac{\partial W_{gen}}{\partial \bar{\mathbf{E}}}$, elle est gouvernée par les équations planétaires de Lagrange, déclinées dans une matrice 6×6 notée $\mathcal{L}(\bar{\mathbf{E}})$, ainsi que par une fonction génératrice, notée W_{gen} , générant la partie du mouvement relative aux courtes périodes.

La prise en compte des seules courtes périodes induites par le J_2 reste suffisant ici étant donné que les analyses sont majoritairement réalisées au sein de la région LEO, ce qui signifie que les amplitudes maximales des courtes périodes dues au J_2 sont de l'ordre de 10 km tandis que la plus grande des autres courtes périodes (engendrées par d'autres perturbations orbitales) est de l'ordre du kilomètre tout au plus.

D'autre part, sachant que le ΔV appliqué au corps parent pour générer la fragmentation est bien plus faible que la vitesse propre du satellite parent (de l'ordre du m.s $^{-1}$ et du km.s $^{-1}$ respectivement) et que les courtes périodes dues au J_2 sont du premier ordre, cela implique que l'ajout de ces courtes périodes est complètement négligeable lors de l'application (dans le repère local) des incréments de vitesse. Cela se vérifie grâce aux équations développées par [99], qui exposent, dans le repère local, les variations de vitesses engendrées par le géopotential terrestre à partir des équations de Kaula décrivant le mouvement d'un satellite au sein du champ gravitationnel d'un corps rigide.

Dans la direction tangentielle nous avons :

$$\Delta v_\tau = na\Delta e \sum_{s=1}^{\infty} sN_s \cos sM - n\Delta a \sum_{s=0}^{\infty} \frac{1}{2}K_s \cos sM - na(\Delta\omega + \Delta\Omega \cos i) \sum_{s=1}^{\infty} sH_s \sin sM \quad (4.2)$$

où ,

$$\begin{aligned}
N_s(e) &= \frac{2}{se\sqrt{1-e^2}} J_s(se) \\
K_s(e) &= (2 - \delta_{0s}) \sqrt{1-e^2} J_s(se) \\
H_s &= -\frac{2e}{s^2} J'_s(se)
\end{aligned}$$

avec $J_s(se) = \sum_{p=0}^{\infty} \frac{(-1)^p}{p!(s+p)!} \left(\frac{se}{2}\right)^{2p+s}$ correspondant à la fonction de Bessel de première espèce. En considérant l'équation (4.2) au premier ordre ainsi que de faibles excentricités, et en convertissant les variations en ω , Ω et e ($\Delta\omega$, $\Delta\Omega$ et Δe) en terme de Δa , tel que $\Delta e = \Delta\omega = \Delta\Omega = \frac{\Delta a}{a}$, certaines simplifications sont effectuées.

$$\Delta v_\tau \approx 2n\Delta a - n\Delta a + 2ne(\Delta a + \Delta a \cos i) = (n + 2ne(1 + \cos i)) \Delta a$$

Cette dernière équation est gouvernée par un terme majeur : la quantité $n\Delta a$ dont l'ordre de grandeur est 10 m.s^{-1} . Des résultats similaires sont obtenus pour les directions radiale et hors-plan. Par conséquent, les incréments de vitesse au moment de l'événement peuvent être appliqués en éléments moyens ou osculateurs de la même manière (ordres de grandeur identiques), puis les éléments orbitaux obtenus sont convertis pour obtenir un vecteur fournissant les positions et vitesses en appliquant les transformations usuelles.

4.2 Exploitation de la G -fonction pour la variabilité temporelle des processus

Dans ce chapitre, afin d'évaluer l'influence des paramètres des modèles - comme la valeur typique (maximale) de l'incrément de vitesse -, l'évolution de l'estimation de la G -fonction est affichée en fonction du temps, pour un rayon de boule r fixé. La méthode d'estimation est identique à celle utilisée dans le chapitre 2 (méthode de bordure) définie par l'équation (2.16). Cependant, l'extraction de la valeur de la probabilité, obtenue pour un rayon donné et pour chaque instant, permet l'obtention d'une visualisation de l'évolution temporelle de l'estimation. Il est important de noter qu'il ne s'agit pas d'une estimation formellement temporelle de la G -fonction, nous choisissons un rayon pour la boule, fixant ainsi le voisinage d'observation autour d'un point (débris spatial) puis nous extrayons les résultats à différents instants pour obtenir la représentation graphique souhaitée. La sélection du rayon r est basée sur la « distance temporelle » correspondante entre les objets au sein du nuage. Par exemple, si le rayon est posé égal à 100 km et que la vitesse relative des objets est de 10 km.s^{-1} , la distance temporelle correspondante est de l'ordre de 10 secondes. De ce fait, la G -fonction fournit alors la probabilité de trouver un voisin situé à 10 secondes d'un fragment à l'intérieur de la fenêtre d'observation W définie.

4.3 Étude de l'impact de la magnitude de la vitesse d'éjection des fragments sur la répartition spatiale du nuage

La fragmentation du satellite Fengyun-1C fait également, en un sens, l'objet de ce chapitre puisque ce sont les derniers éléments orbitaux connus du système chinois qui sont utilisés comme conditions initiales de l'explosion (générées via le modèle simplifié), et donc de la date d'initiation de la propagation du nuage (Table 3.1). La simulation se rapproche ainsi d'une configuration héliosynchrone de par le choix des paramètres initiaux : $a = 7228.45 \text{ km}$ (régime LEO), $e = 0.00135$ (quasi-circularité) et $i = 98.6^\circ$. La période orbitale (képlérienne) associée au système est d'environ 1 h 42 min.

La modélisation de l'explosion s'effectue par l'application, au vecteur vitesse du corps parent, d'un ensemble d'incrément de vitesse ΔV , dont la norme et l'orientation sont distribués de manière aléatoire dans l'espace. En se basant sur les positions et vitesses des fragments réels observés en avril 2008 ainsi que sur la vitesse du satellite parent, déduite des conditions initiales, la distribution des incréments de vitesse des débris générés est déterminée. Les données relatives aux positions et vitesses des fragments observés au 23/04/2008 nous ont été fournies par Carmen Pardini et Luciano Anselmo et sont décrites dans [100]. Par l'étude de cette distribution d'incrément de vitesse, et en particulier par la détermination des quantiles de cette série de données, il peut

être établi qu’approximativement 99% des objets présentent un ΔV d’environ 435.6 m.s^{-1} ou moins par rapport à la vitesse du corps parent. Nous remarquons alors qu’en choisissant 6% comme pourcentage maximal de la vitesse du satellite parent au moment de l’événement, 444 m.s^{-1} sont obtenus comme valeur maximale pour l’incrément de vitesse, approximation proche de la valeur précédente déduite des fichiers de données fournis. Par conséquent, pour le premier cas d’étude, que nous appellerons « réaliste » par la suite, en particulier en terme de répartition, la valeur maximale de la distribution d’incrément de vitesse ΔV est posée comme égale à 6% de la vitesse du corps parent. Concernant les autres simulations, nous avons choisi deux valeurs de pourcentage de manière à obtenir la représentation d’une fragmentation à « faible » intensité, avec une valeur maximale fixée à 1% de la vitesse du satellite parent, ainsi que celle d’une explosion à « forte » intensité, avec un pourcentage maximal de 9%. Dans les trois cas, la fragmentation est considérée comme isotrope, avec un nombre de débris générés fixe et posé égal à 500^1 , et la propagation est réalisée sur une période de deux jours en ne prenant en compte que les perturbations orbitales dues au terme J_2 du géopotentiel.

La Figure 4.1 établit les formes des nuages obtenus pour les cas « faible » et « réaliste » (à gauche et à droite respectivement). Ces représentations mettent en évidence l’influence de la définition de la distribution d’incrément de vitesse sur la forme du nuage dérivé de l’explosion ; cela signifie également que les propriétés géométriques du tore généré permettent la caractérisation de la puissance d’un événement de type fragmentation en orbite. Les fluctuations minimale et maximale en inclinaison ainsi qu’en position du périégée et de l’apogée sont résumées dans la Table 4.1.

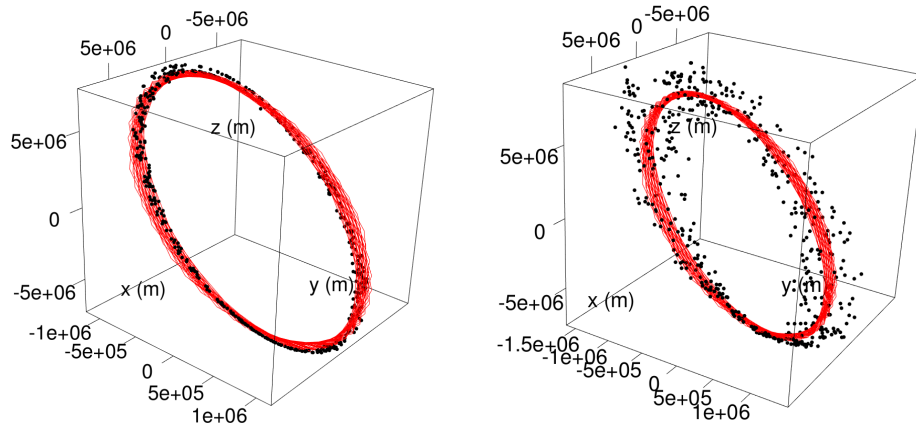


FIGURE 4.1 – Gauche : forme du nuage dans le cas d’une explosion de « faible » intensité. Droite : aspect du nuage de débris pour le cas d’étude identifié comme « réaliste ». Dans les deux cas, l’instant choisi correspond à 2 jours après la fragmentation et l’orbite rouge représente l’évolution du satellite parent au cours de la simulation si l’explosion n’était pas survenue (on remarque l’effet de la dérive séculaire du nœud). Par ailleurs, il semble, en se basant uniquement sur une observation à l’œil nu, que le passage des phases A à B relatives à l’évolution théorique du nuage est accompli puisque le tore est déjà formé.

TABLE 4.1 – Variations minimales et maximales des rayons à l’apogée et au périégée (en kilomètres), ainsi qu’en inclinaison (en degrés) engendrées par la fragmentation en orbite. La valeur maximale de la distribution de ΔV appliquée au corps parent entraîne des changements conséquents concernant la géométrie du nuage généré, fournissant ainsi des informations sur la puissance de l’événement survenu.

	Min. r_p (km)	Max. r_a (km)	Min. Δi (deg)	Max. Δi (deg)
Max. $\Delta V = 1\%$	7 220.712	7 653.313	1.29×10^{-4}	0.61
Max. $\Delta V = 6\%$	7 220.710	10 287.262	8.10×10^{-4}	3.57

Les Figures 4.2, 4.3 et 4.4 exposent l’évolution temporelle (au sens défini précédemment) de la probabilité de trouver un voisin pour différents rayons de boule r (à savoir 70 km, 140 km et 210 km) et pour les trois distributions de ΔV possibles. Les rayons sont choisis en fonction de la distance temporelle à laquelle ils correspondent : la distance temporelle pour une vitesse de l’ordre de 7 km.s^{-1} et un rayon de 70 km est égale à 10 secondes (respectivement 20 secondes et 30 secondes pour des rayons de 140 km et 210 km). Par conséquent, sur

1. Un nombre de fragments générés posé à 500 peut paraître faible en comparaison de la quantité réelle de débris créés lors de cet événement (plusieurs milliers) mais est suffisant pour être en mesure de visualiser et caractériser de manière statistique l’évolution du nuage au cours du temps.

la Figure 4.2, les fragments sont approximativement, et au maximum, distants de 10 secondes (respectivement 20 secondes et 30 secondes) les uns des autres, ce qui correspond à un rayon de 70 km (respectivement 140 km et 210 km) dans l'espace. Tout autre facteur de conversion pratique entre espace et temps aurait également été convenable pour mettre en évidence les principales caractéristiques affectant l'évolution de la probabilité. D'autre part, les valeurs des distances temporelles sont déterminées à partir de la vitesse du corps parent et sont ainsi basées sur l'hypothèse que cette vitesse est environ égale à 7 km.s^{-1} . Étant donné que les fragments générés ne possèdent pas les mêmes vitesses au sein du nuage, les distances temporelles sélectionnées peuvent être considérées comme des approximations correspondant à la réalité, mais uniquement d'un point de vue moyenné.

Les probabilités obtenues sont affichées selon une échelle logarithmique. Leur estimation est effectuée toutes les 10 minutes sur une période de 2 jours (durée de propagation des orbites).

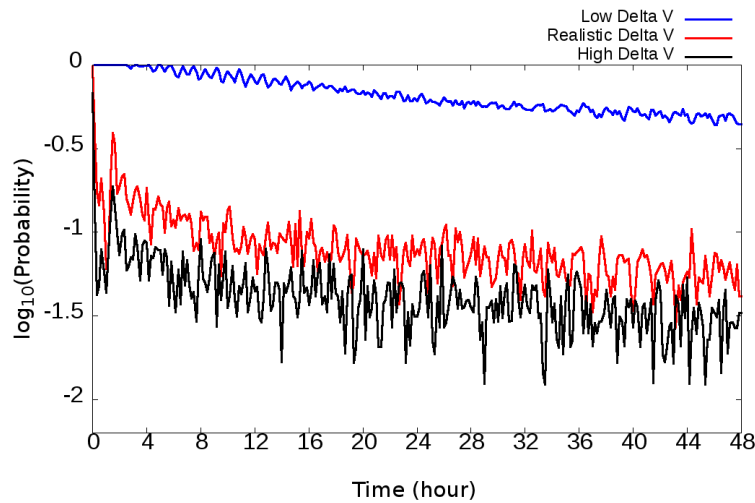


FIGURE 4.2 – Probabilité de trouver un voisin (G -fonction) dans un rayon de 70 km autour d'un débris spatial au cours du temps, après simulation de la fragmentation. La courbe bleue représente le cas d'une explosion de faible intensité, la rouge correspond au cas réaliste et la courbe noire désigne le cas d'une explosion de forte intensité. L'estimation de la G -fonction est réalisée toutes les 10 minutes sur une période de 2 jours.

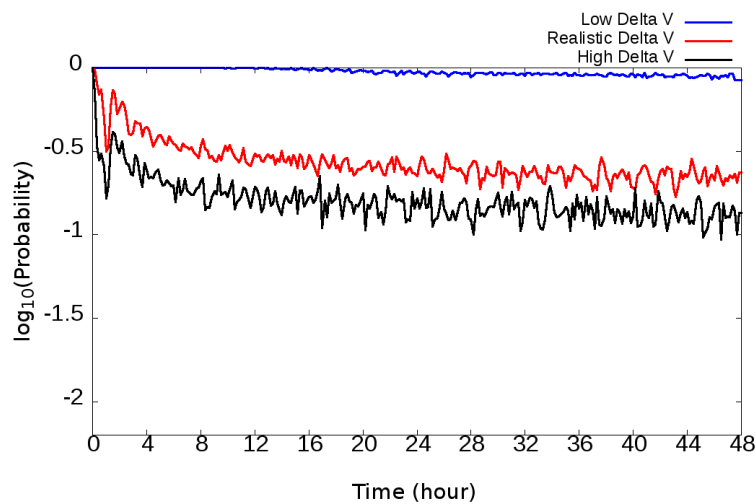


FIGURE 4.3 – Probabilité de trouver un voisin (G -fonction) dans un rayon de 140 km autour d'un débris spatial au cours du temps, après simulation de la fragmentation. La courbe bleue représente le cas d'une explosion de faible intensité, la rouge correspond au cas réaliste et la courbe noire désigne le cas d'une explosion de forte intensité. L'estimation de la G -fonction est réalisée toutes les 10 minutes sur une période de 2 jours.

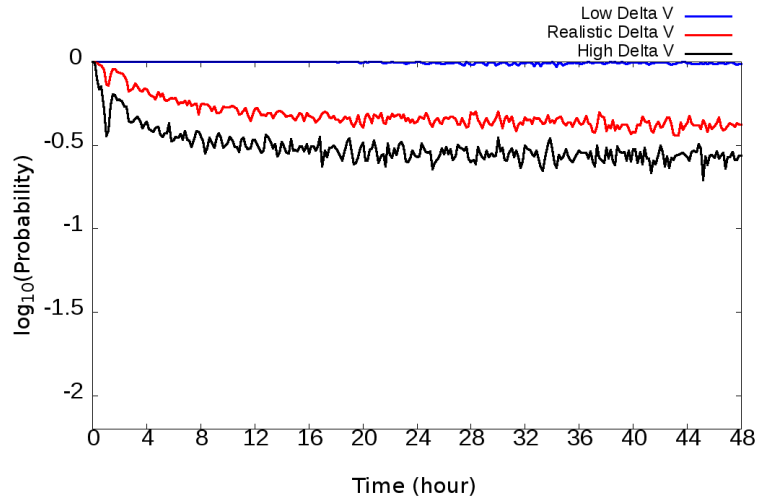


FIGURE 4.4 – Probabilité de trouver un voisin (G -fonction) dans un rayon de 210 km autour d'un débris spatial au cours du temps, après simulation de la fragmentation. La courbe bleue représente le cas d'une explosion de faible intensité, la rouge correspond au cas réaliste et la courbe noire désigne le cas d'une explosion de forte intensité. L'estimation de la G -fonction est réalisée toutes les 10 minutes sur une période de 2 jours.

La probabilité au sein du nuage varie de manière considérable avec le temps, notamment durant les premières révolutions autour de la Terre après la fragmentation. Ceci est dû aux distances particulièrement petites séparant les débris à l'intérieur du nuage quelques instants après l'explosion, distances qui évoluent le long de l'orbite avec le temps, du fait des différences de périodes orbitales pour chaque objet créé. En effet, la variation maximale du moyen mouvement par rapport au corps parent est environ égale à $2.56 \times 10^{-4} \text{ rad.s}^{-1}$ et engendre une différence en période orbitale approximative de 34 minutes après la fragmentation, ce qui est considérable par rapport à la période du corps parent (≈ 100 minutes).

Dans le cas d'une explosion de faible intensité et pour des rayons de boule de 140 km et 210 km, les oscillations, bien qu'elles soient présentes, sont beaucoup moins visibles au cours des premières révolutions après la fragmentation. Ceci s'explique par le fait que la puissance de l'événement n'est pas assez importante pour disperser l'ensemble des objets durant les premières révolutions ; tous les débris se retrouvent alors proches les uns des autres dans un voisinage de 140 km et, de manière évidente, dans un voisinage de 210 km, au moins pendant les premières heures de la simulation.

Néanmoins, pour l'ensemble des cas d'étude et pour tous les rayons de boule considérés, les résultats montrent une tendance globale à la diminution de la probabilité au cours du temps, au fur et à mesure que le nuage se diffuse le long de l'orbite du corps parent. Comme escompté, la valeur de la probabilité est toujours plus élevée pour un rayon de 210 km autour d'un débris spatial par rapport aux deux autres voisinages, et ce même à la fin de la simulation. D'autre part, et comme pressenti d'après les aspects des nuages présentés en Figure 4.1, la probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre, défini par la rayon de la boule r , diminue lorsque la valeur maximale de la distribution de ΔV augmente, traduisant ainsi une dispersion spatiale des objets plus importante.

D'après les Figures 4.2 à 4.4, la G -fonction tend, pour l'ensemble des rayons, à se stabiliser au cours du temps malgré la durée de propagation de deux jours qui est relativement courte. Néanmoins, lorsque cette période de propagation est poussée jusqu'à 10 ans pour chacun des cas d'étude, cette tendance est confirmée : pour le cas d'étude réaliste (incrément de vitesse maximal posé égal à 6% de la vitesse du satellite parent), la probabilité de trouver un voisin dans un rayon de 70 km tend vers 0 et vers 1×10^{-3} dans des rayons de 140 km et 210 km. Ces observations montrent que la distribution du nuage tend à s'uniformiser au cours du temps ; la probabilité de détecter un voisin n'évoluant plus, la distance minimale (euclidienne moyenne) entre les fragments s'approche de la constance (Figure 4.5).

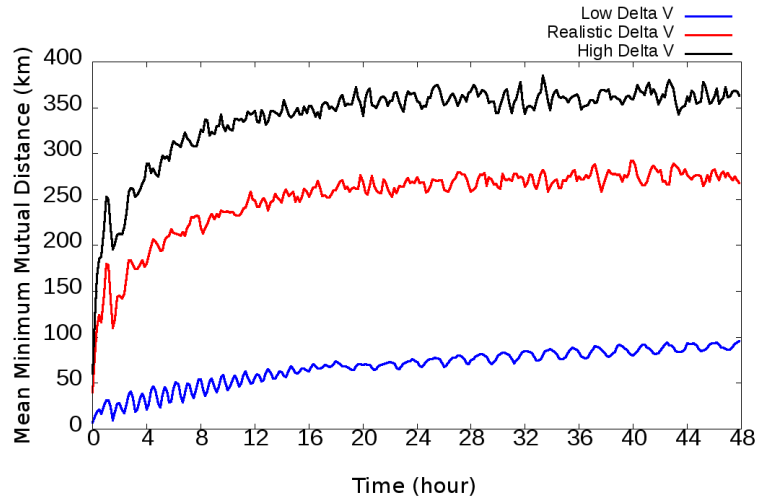


FIGURE 4.5 – Évolution de la moyenne de la distance euclidienne minimale entre les débris du nuage au cours du temps, après simulation de la fragmentation. La courbe bleue représente le cas d’une explosion de faible intensité, la rouge correspond au cas réaliste et la courbe noire désigne le cas d’une explosion de forte intensité. Dans les trois cas, cette distance tend à se stabiliser au cours du temps.

4.4 Étude de l’influence du type d’orbite du corps parent sur la dispersion spatiale des fragments

L’objectif de cette section est de présenter une vue d’ensemble des propriétés de répartition spatiale, fournies par la G -fonction, d’un nuage de débris généré par une fragmentation en orbite en fonction du type de famille dynamique du satellite pouvant être concerné par ce genre d’événement.

Ainsi, quatre types d’orbites sont comparés :

- l’orbite de type Fengyun-1C utilisée dans la section précédente,
- une trajectoire Iridium présentant des variations en inclinaison et en demi-grand axe,
- une orbite de type géostationnaire (celle d’un satellite de télécommunication appartenant à la famille BSAT),
- une trajectoire Molniya dont les propriétés les plus exceptionnelles sont une forte excentricité ainsi qu’une inclinaison proche de l’inclinaison critique.

La simulation de l’évolution d’un satellite sur ces orbites est effectuée en utilisant les TLE de quatre systèmes existants. Tout d’abord, les derniers éléments orbitaux connus du satellite chinois Fengyun-1C avant sa fragmentation sont considérés, puis les TLE de la charge utile Iridium-125 (date de référence : 12/10/2017), du satellite japonais BSAT-4A (date de référence : 17/10/2017), et finalement ceux du satellite Molniya 3-50 (date de référence : 17/10/2017) sont utilisés. Les éléments orbitaux déduits des TLE de ces quatre corps parents sont résumés en Table 4.2.

Une explosion générant 500 fragments est paramétrée de sorte à correspondre, pour les quatre ensembles de données, au cas réaliste précédemment décrit. Les systèmes Iridium et Fengyun se voient donc appliquer un incrément de vitesse maximal égal à 6% de leur vitesse au moment de l’événement, de manière à obtenir une valeur maximale de 444 m.s^{-1} (puisque la vitesse initiale est approximativement égale à 7 km.s^{-1}). Le satellite Molniya étant situé non loin du périégée au moment de l’événement ($M = 15^\circ$), sa vitesse est de l’ordre de 6 km.s^{-1} et, concernant le corps parent BSAT, sa vitesse à l’époque du TLE sélectionné est égale à 3 km.s^{-1} . Ainsi, dans l’optique de générer des fragmentations de puissances équivalentes, les pourcentages appliqués aux corps parents Molniya et BSAT ont été changés afin de produire un ΔV maximal d’environ 450 m.s^{-1} correspondant au cas d’étude dit réaliste. Nous avons donc choisi 15% et 7% des vitesses des satellites parents BSAT et Molniya respectivement au moment de la fragmentation (dépendant du TLE) pour définir la borne

supérieure de la distribution d'incrément de vitesse pour ces deux systèmes.

La propagation des orbites des objets engendrés, pour tous les cas d'étude, s'effectue sur deux jours en ne prenant en compte que les longues périodes du terme géopotential (jusqu'à J_2) comme perturbation, c'est-à-dire les variations séculaires sur les angles. La seule prise en compte du J_2 n'est certainement pas suffisante pour décrire de manière complètement correcte l'évolution des nuages créés sur les orbites GEO et Molniya, situées plus loin dans l'espace par rapport à celles des systèmes Fengyun et Iridium. Cependant, le principal objectif de cette étude ne réside pas dans la dynamique orbitale des objets mais est centré sur l'analyse spécifique des effets des caractéristiques des trajectoires sur une statistique spatiale telle que la G -fonction. Un examen plus complet devrait néanmoins être conduit, en considérant en particulier (au-delà du freinage atmosphérique pour les orbites basses) les perturbations luni-solaires ainsi que la pression de radiation solaire, pour pousser davantage l'étude de l'effet de ce paramètre sur les orbites GEO et Molniya.

TABLE 4.2 – Éléments orbitaux utilisés comme conditions initiales des simulations d'une fragmentation sur des orbites de type Fengyun-1C, Iridium, géostationnaire et Molniya avec : a le demi-grand axe (en km), e l'excentricité, i l'inclinaison (en degrés), Ω l'ascension droite du nœud ascendant (en degrés), ω l'argument du périégée (en degrés) et M l'anomalie moyenne (en degrés). Ils sont déduits du dernier TLE connu avant la modélisation de l'explosion.

Date de référence	Satellite	a (km)	e	i (deg)	Ω (deg)	ω (deg)	M (deg)
08/01/2007	Fengyun-1C	7 228.4508	0.00135	98.6462	0.784894	269.9602	90.00278
12/10/2017	Iridium-125	6 992.8238	0.00118	86.6819	270.6352	216.056	231.8937
17/10/2017	BSAT-4A	42 166.44	0.00032	0.0334	315.0733	178.6097	336.2083
17/10/2017	Molniya 3-50	26 555.82	0.7224	62.1119	229.9198	267.7421	15.9127

La Figure 4.6 présente les résultats obtenus lors de l'estimation de la G -fonction en fonction du temps, après l'occurrence de la fragmentation, dans un rayon de 70 km et 210 km pour le cas Fengyun. Les courbes correspondent à celles générées dans la section précédente (Figures 4.2 et 4.4, en rouge). Elles sont reproduites ici sur un même graphe, et selon une échelle logarithmique pour la probabilité (cas Fengyun et Iridium), pour une comparaison plus aisée des différents nuages. Les Figures 4.7, 4.8 et 4.9 représentent quant à elles les évolutions temporelles des estimations réalisées pour les systèmes Iridium, BSAT et Molniya respectivement. L'échelle usuelle (bornée entre 0 et 1) est préférée à l'échelle logarithmique pour les configurations relatives aux orbites géostationnaire et Molniya afin d'éviter une perte d'informations sur les variations de la G -fonction due à l'obtention d'un grand nombre de valeurs nulles lors de l'estimation.

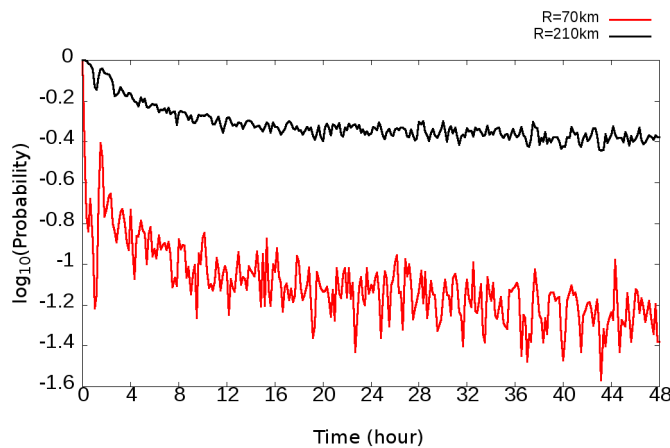


FIGURE 4.6 – Probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d'un débris spatial après la simulation d'une fragmentation d'un système évoluant sur une orbite de type Fengyun-1C en date du 08/01/2007. Les conditions initiales sont posées comme suit : $a = 7 228.4508$ km, $e = 0.00135$, $i = 98.6462^\circ$, $\Omega = 0.784894^\circ$, $\omega = 269.9602^\circ$ et $M = 90.00278^\circ$. La courbe rouge correspond à un rayon de 70 km tandis que la noire représente un rayon de 210 km.

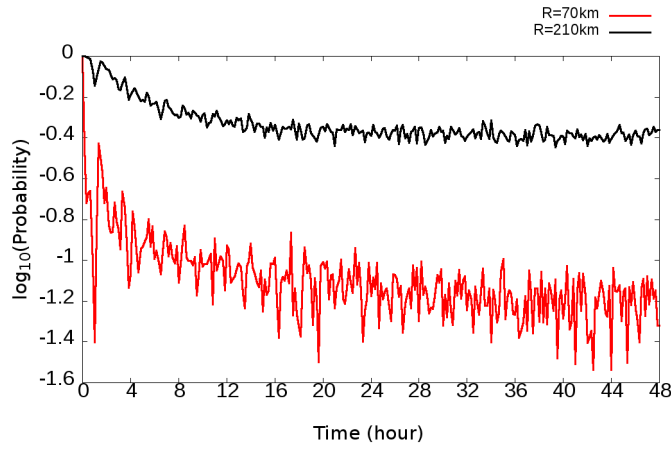


FIGURE 4.7 – Probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d’un débris spatial après la simulation d’une fragmentation d’un système évoluant sur une orbite de type Iridium en date du 12/10/2017. Les conditions initiales sont posées comme suit : $a = 6992.8238$ km, $e = 0.00118$, $i = 86.6819^\circ$, $\Omega = 270.6352^\circ$, $\omega = 216.056^\circ$ et $M = 231.8937^\circ$. La courbe rouge correspond à un rayon de 70 km tandis que la noire représente un rayon de 210 km.

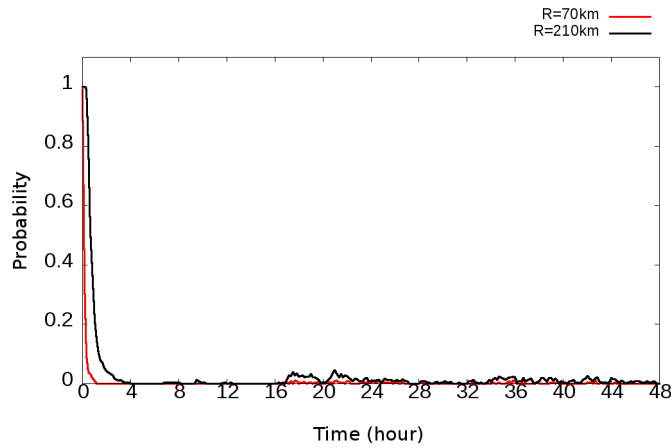


FIGURE 4.8 – Probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d’un débris spatial après la simulation d’une fragmentation d’un système évoluant sur une orbite de type géostationnaire en date du 17/10/2017. Les conditions initiales sont posées comme suit : $a = 42166.44$ km, $e = 0.00032$, $i = 0.0334^\circ$, $\Omega = 315.0733^\circ$, $\omega = 178.6097^\circ$ et $M = 336.2083^\circ$. La courbe rouge correspond à un rayon de 70 km tandis que la noire représente un rayon de 210 km.

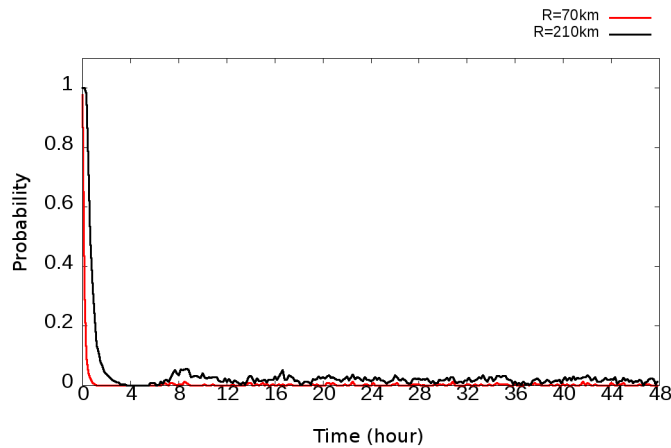


FIGURE 4.9 – Probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d’un débris spatial après la simulation d’une fragmentation d’un système évoluant sur une orbite de type Molniya en date du 17/10/2017. Les conditions initiales sont posées comme suit : $a = 26555.82$ km, $e = 0.7224$, $i = 62.1119^\circ$, $\Omega = 229.9198^\circ$, $\omega = 267.7421^\circ$ et $M = 15.9127^\circ$. La courbe rouge correspond à un rayon de 70 km tandis que la noire représente un rayon de 210 km.

Les résultats obtenus par cette approche pour les cas Iridium et Fengyun sont très semblables, voire quasiment identiques, puisque ces orbites basses présentent des caractéristiques similaires, et en particulier une

excentricité très faible et une inclinaison comprise entre 85° et 100° (86.7° pour Iridium et 98.6° pour Fengyun). Le comportement de la G -fonction pourrait ainsi être le même pour des trajectoires quasi-circulaires, en notant tout de même une dépendance vis-à-vis du nombre de fragments générés lors de l'explosion en orbite. En effet, pour les quatre cas étudiés ici, le même nombre d'objets supposément créés est utilisé, mais la diminution (respectivement l'augmentation) de ce nombre entraînera une diminution (augmentation) de la probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre.

Dans le cas Molniya, la probabilité de trouver un voisin dans des rayons de 70 km et 210 km tend rapidement vers 0 (1.6×10^{-3} et 1.5×10^{-2} respectivement en moyenne sur les 10 derniers instants) d'après la Figure 4.9. Les différences de vitesse le long de la trajectoire ont tendance à disperser le nuage de débris spatiaux et seulement légèrement plus d'une révolution (12 h) est nécessaire pour stabiliser la probabilité, signifiant ainsi que l'orbite du satellite parent est peuplée.

Ces observations sont illustrées par la Figure 4.10 représentant : à gauche l'aspect du nuage 8 heures après la fragmentation et à droite ce même nuage 16 heures après l'événement.

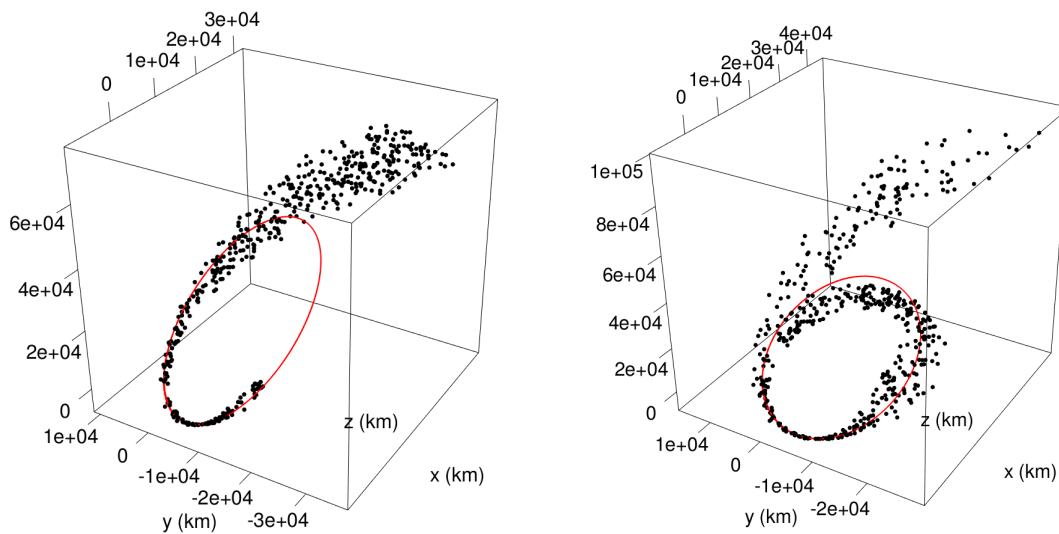


FIGURE 4.10 – Représentation 3D du nuage de débris Molniya. Gauche : forme du nuage 8 heures après l'explosion. Droite : aspect du nuage de débris 16 heures après l'explosion. Dans les deux cas, l'orbite rouge représente l'évolution du satellite parent au cours de la simulation si la fragmentation n'était pas survenue. Légèrement plus de 12 heures sont nécessaires pour que la totalité de la trajectoire du corps parent soit peuplée.

Finalement, dans le cas d'une orbite géostationnaire, la probabilité de trouver un autre fragment dans un voisinage de 70 km autour d'un débris spatial au sein du nuage est nulle en fin de simulation. La même observation peut être effectuée pour un rayon de 210 km, bien que dans ce cas la valeur de la probabilité soit en moyenne égale à 0.00492 sur les 10 derniers instants de propagation. Les techniques basées sur la G -fonction donnent des probabilités très faibles, voire nulles de détecter un fragment dans un rayon de 210 km, mais une légère augmentation est visible entre environ 16 heures et 27 heures puis à partir de 33 heures au moins après l'occurrence de la fragmentation. Deux arguments, basés sur l'excentricité et la période orbitale, peuvent expliquer ces variations.

D'une part, à la fin de la propagation, la valeur moyenne de l'excentricité des objets créés est d'environ 0.175, avec un maximum atteignant 0.413. Sachant que l'excentricité initiale du corps parent est approximativement égale à 3×10^{-4} (quasi nulle) au 17/10/2017, les débris générés présentent donc une excentricité de trois ordres de grandeur plus importante en moyenne, indiquant une dispersion plus conséquente des éléments du nuage. Cette observation signifie également que les différences entre rayon à l'apogée et rayon au périégée peuvent devenir significatives au cours du temps.

D'autre part, il est intéressant de déterminer les périodes orbitales des fragments, car certaines d'entre elles peuvent être différentes de 24 heures. Ces écarts en période orbitale, par rapport à celle (usuelle) d'un satellite géostationnaire, peuvent en effet influencer la répartition spatiale du nuage de débris. Suite à ces calculs, il apparaît que la période orbitale minimale est d'environ 16 h 20 min, expliquant le début de l'augmentation de la probabilité, et la valeur maximale est approximativement égale 51 h 53 min. De plus, 60% des débris possèdent une période orbitale inférieure à 27 heures, ce qui explique la diminution (légère) entre 27 heures et environ 33 heures. À partir de cet instant, les estimations commencent à ré-augmenter doucement car les débris

ayant déjà effectué une révolution se trouvent dans le même voisinage que ceux possédant une période orbitale de 33 heures ou plus. Par la suite, la probabilité de détecter un voisin se stabilise, indiquant le peuplement (pas forcément uniforme) de l'environnement de la trajectoire du corps parent.

Ces remarques se vérifient graphiquement grâce aux représentations en trois dimensions du nuage de débris spatiaux généré par la fragmentation d'un système évoluant sur une orbite géostationnaire se trouvant sur la Figure 4.11. En haut à gauche, le nuage est affiché 12 heures après l'explosion afin de visualiser son aspect avant le début de l'augmentation de la probabilité aux alentours de 16 heures après l'événement ; la dispersion importante des fragments est d'ores et déjà bien visible. Ensuite, la partie en haut à droite présente la forme du nuage 27 heures après l'explosion, vue du dessus ; les différences en période orbitale des objets par rapport au corps parent peuvent être clairement distinguées. Enfin, en bas, se trouve la configuration du nuage après 33 heures, également vue du dessus, où les trajectoires des divers débris se recouvrent.

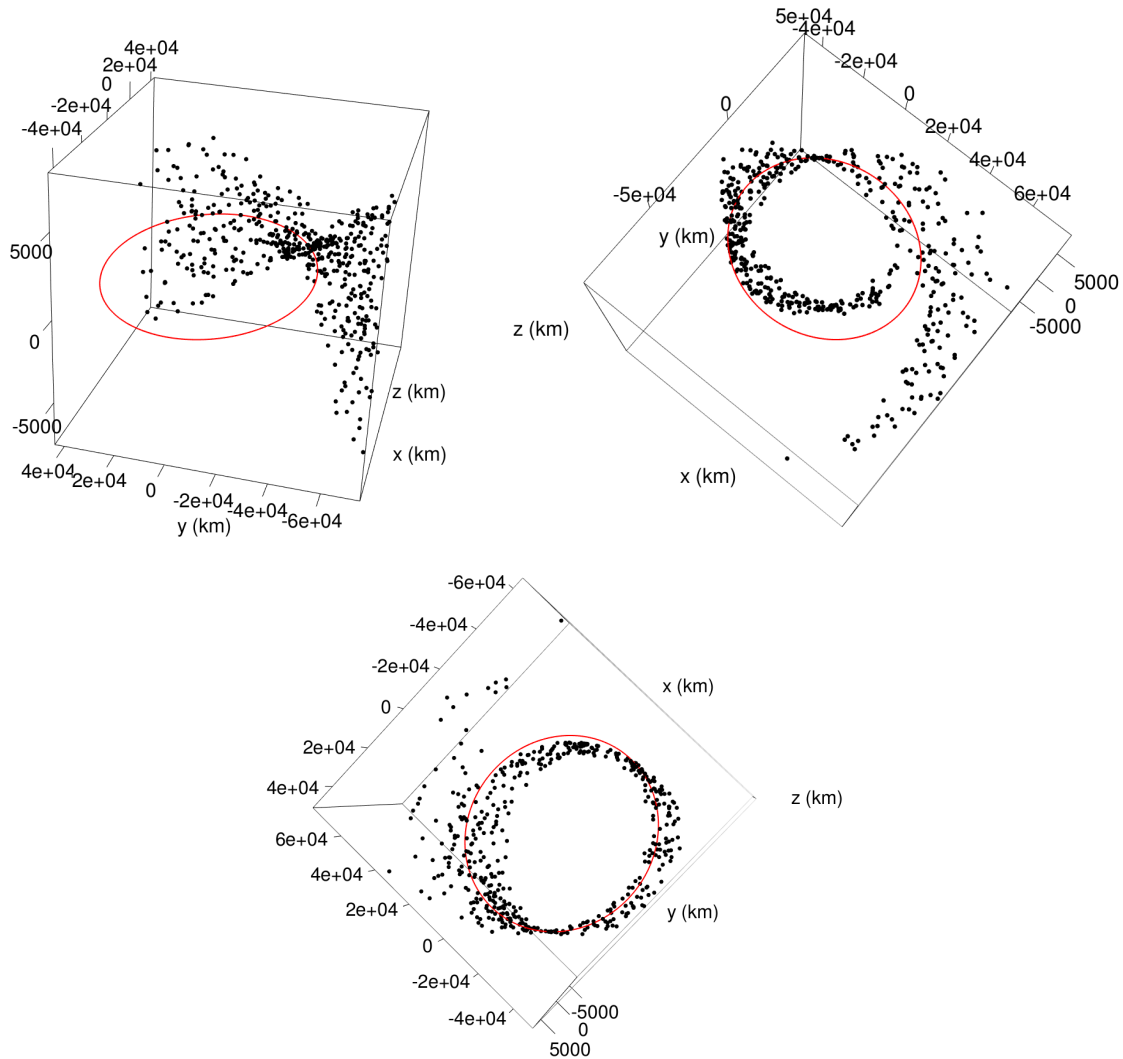


FIGURE 4.11 – En haut à gauche : forme du nuage 12 heures après l'explosion. En haut à droite : aspect du nuage de débris (vu du dessus) 27 heures après l'explosion. En bas : configuration de l'ensemble de débris (vue du dessus) après 33 heures de simulation. Dans les trois cas, l'orbite rouge représente l'évolution du satellite parent au cours de la simulation si la fragmentation n'était pas survenue. Les différences de périodes orbitales induites par l'explosion engendrent un délai d'environ 33 heures afin que la totalité de la trajectoire du corps parent soit peuplée.

4.5 Étude de l'influence de la position du corps parent au moment de la fragmentation sur la répartition spatiale du nuage

La valeur de la G -fonction, estimée à un instant et pour un rayon donnés, dépend de la position du satellite parent le long de sa trajectoire au moment de la fragmentation. Cette dépendance est étudiée dans cette section. Ainsi, trois cas d'étude sont comparés ici. L'orbite du corps parent est identique pour chacun de ces trois cas,

c'est-à-dire une trajectoire Molniya (Table 4.2, ligne 4) afin de souligner le rôle joué par l'excentricité. Le choix d'une orbite possédant une grande excentricité est également motivé par les variations de vitesse importantes existant le long d'une trajectoire de ce type. Tous les cas d'étude sont définis par le biais de l'anomalie moyenne M , posée successivement égale à 0° , 90° et 180° , pour les cas 1, 2 et 3 respectivement. La distribution des incréments de vitesse est choisie de sorte à correspondre au cas d'une « explosion réaliste Molniya » (ΔV maximal posé à 450 m.s^{-1}) et dépend donc de la vitesse initiale du corps parent au moment de l'événement. Ainsi, avant l'application de la distribution au satellite parent, nous avons défini la borne supérieure de cette distribution égale à 5% de la vitesse du corps parent pour le cas 1 et à 18% de la vitesse du satellite parent pour les cas 2 et 3. Les orbites sont propagées sur une période de deux jours, en ne considérant que les termes à longues périodes dues à J_2 comme perturbation (variations séculaires sur les angles).

La Figure 4.12 présente l'évolution temporelle de la G -fonction pour un rayon de boule (voisinage) de 210 km autour d'un débris spatial au sein du nuage. Pour chacun des trois cas d'étude nous avons choisi de n'afficher que les résultats relatifs à un rayon de 210 km car il s'agit du périmètre dans lequel les variations les plus conséquentes sont visibles (voir ci-dessous).

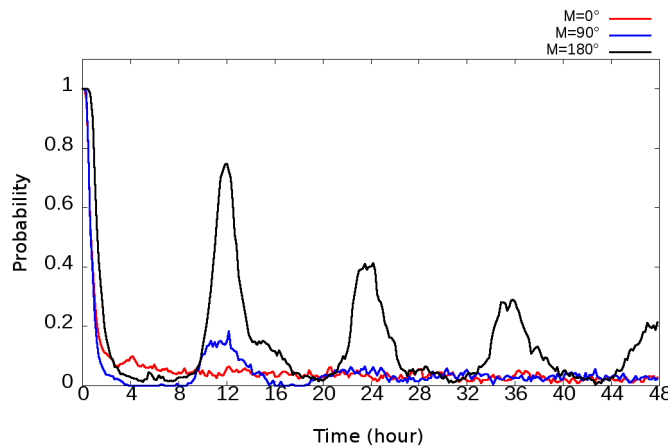


FIGURE 4.12 – Probabilité de détecter un voisin dans un rayon de 210 km autour d'un débris spatial au sein du nuage, après la fragmentation, dite réaliste, d'un satellite évoluant sur une orbite de type Molniya. Les courbes rouge, bleue et noire représentent respectivement les cas où l'anomalie moyenne au moment de l'événement est posée égale à 0° , 90° et 180° .

Tout d'abord, l'excentricité initiale de ce type d'orbite (≈ 0.72) induit des variations temporelles de l'estimation de la G -fonction. Ces oscillations sont en particulier visibles pour $M = 90^\circ$ et $M = 180^\circ$ et surviennent approximativement toutes les 6 heures après la fragmentation, au moins au cours de la première journée de simulation. D'après la Figure 4.12, la probabilité augmente toutes les 12 heures ce qui signifie que les objets du nuage ont tendance à se rapprocher les uns des autres. Ces variations de la G -fonction se produisent aux mêmes instants après l'explosion, quel que soit la position initiale du corps parent sur son orbite au moment de l'événement. Suite à cette observation et sachant que la période de révolution d'un objet évoluant sur une trajectoire de type Molniya se situe autour des 12 heures, il peut être déduit que, bien que les passages au périégée et à l'apogée influencent la répartition du nuage à cause des changements de vitesse, les variations sont dues aux passages à des points spécifiques de la trajectoire. Ces positions sont les « *pinch points* » [10] et correspondent au point de l'orbite où l'événement a eu lieu ainsi que son opposé.

Plus spécifiquement, deux observations peuvent être effectuées lorsque la fragmentation survient au périégée de l'orbite ($M = 0^\circ$, courbe rouge). Tout d'abord, la probabilité de trouver un voisin est plus faible. Ensuite, la probabilité tend à se stabiliser relativement rapidement (en environ 16 heures soit légèrement plus qu'une révolution); nous interprétons cette stabilisation comme le peuplement total de l'environnement de l'orbite du corps parent. Une explosion déclenchée à l'apogée de la trajectoire (courbe noire) engendre l'apparition, la plus visible, d'une augmentation de la probabilité autour de 12 heures puis de 24 heures après la fragmentation; la même observation est également effectuée pour le cas où $M = 90^\circ$ (courbe bleue).

Ici, la stabilisation de la probabilité de détecter un voisin ne survient qu'aux alentours de 28 heures dans le cas d'une fragmentation où $M = 90^\circ$, et, pour une explosion survenant à l'apogée de l'orbite, la probabilité n'est toujours pas stabilisée deux jours après l'événement.

Il est en outre important de noter que la probabilité de trouver un voisin, et donc la densité de débris spatiaux, est naturellement plus élevée dans le cas d'une fragmentation survenant à l'apogée de la trajectoire puisque la vitesse d'une charge utile est naturellement plus faible à cette position. Ceci explique ainsi les différences en

amplitude observées sur la Figure 4.12 et signifie également que la probabilité de collision entre un fragment du nuage et un objet extérieur est plus importante pour une explosion présentant cette configuration.

En conclusion, la position du corps parent le long de la trajectoire joue donc un rôle prépondérant sur les variations de la répartition spatiale du nuage, et surtout sur le temps de répartition des fragments autour de l'orbite du satellite parent, en particulier dans le cas d'une trajectoire fortement excentrique comme celle de type Molniya.

4.6 Conclusions

L'évolution de la probabilité de détecter un voisin dans un certain périmètre autour d'un débris spatial au cours du temps, représentée par la G -fonction, est analysée dans le but d'évaluer l'impact de certains facteurs sur les résultats. Les différentes études réalisées dans ce chapitre ont mis en évidence qu'au-delà de la vitesse d'éjection des fragments, plusieurs paramètres entrent en jeu lorsque la caractérisation de la distribution spatiale d'un nuage d'objets généré par une explosion en orbite est recherchée. Le type d'orbite du corps parent joue un rôle important, notamment dans le cas d'une orbite très excentrique, où les différences de vitesses tout au long de la trajectoire engendrent un rapprochement puis un éloignement successifs des fragments, élément qui n'est pas visible dans le cas d'orbites quasi-circulaires au sein du régime LEO. D'autre part, la position du satellite parent le long de sa trajectoire entraîne également des fluctuations conséquentes en terme de répartition spatiale, en particulier pour le cas excentrique représenté par le cas d'étude Molniya, puisque le temps de stabilisation de la valeur de la probabilité peut varier de 16 heures à plus de deux jours. Ce sont donc autant de paramètres à considérer lors de la simulation d'un événement de type explosion en orbite ou lors de la calibration d'un modèle de fragmentation.

Chapitre 5

Calibration d'un modèle de fragmentation par comparaison à des observations

L'objectif de ce chapitre consiste en la présentation d'une première analyse de sensibilité des résultats produits par un modèle de fragmentation lorsque certaines modifications sont apportées aux paramètres utilisés lors de la génération d'une distribution de données. Nous avons choisi d'étudier le NBM car il s'agit du modèle actuellement le plus abouti pour simuler une fragmentation en orbite et nous nous sommes plus particulièrement intéressés à la distribution des incréments de vitesse.

L'analyse de sensibilité débute par la comparaison de plusieurs cas d'étude avec des données issues d'observations en utilisant les critères présentés dans le Chapitre 3 tels que les temps de formation des différentes phases ou encore les valeurs minimales et maximales des coordonnées des fragments selon la direction hors-plan du repère local. Les données d'observations que nous considérons comme référence correspondent aux TLE des objets générés par la fragmentation du satellite chinois Fengyun-1C, utilisés dans les chapitres précédents.

5.1 Analyse sur le court terme

La distribution des incréments de vitesse ΔV , telle que définie dans le NBM, est la quantité que nous souhaitons calibrer ici. Elle est déterminée à partir de l'équation (1.8) exposée dans le Chapitre 1 et dépend principalement de deux éléments : la moyenne $\mu_{\Delta V} = 0.2\chi + 1.85$ et l'écart-type $\sigma_{\Delta V} = 0.4$ [77]. Les paramètres que nous ajustons correspondent alors à $\mu_{\Delta V_A}$, $\mu_{\Delta V_B}$ et $\sigma_{\Delta V}$ et sont égaux à 0.2, 1.85 et 0.4 respectivement pour le cas initial, soit avant toute tentative d'adaptation du modèle dans le but de faire coïncider simulation et données réelles.

Nous avons alors produit 6 cas d'étude, en plus du cas initial, en appliquant de légères modifications à $\mu_{\Delta V_A}$, $\mu_{\Delta V_B}$ et $\sigma_{\Delta V}$. Les valeurs des paramètres pour les différents cas d'étude générés et analysés sont présentés en Table 5.1. Les nuages de débris créés sont propagés sur une période de 20 jours car le premier fichier TLE disponible après la fragmentation de Fengyun-1C est en date du 01/02/2007 soit 20 jours après l'événement. L'un des critères précédemment introduits est ensuite utilisé pour comparer les résultats obtenus à la fin de la simulation ; il s'agit des valeurs minimales et maximales des coordonnées des fragments selon la direction hors-plan du repère local.

TABLE 5.1 – Valeurs des paramètres $\mu_{\Delta V_A}$, $\mu_{\Delta V_B}$ et $\sigma_{\Delta V}$ utilisés lors de la génération de la distribution des incréments de vitesse dans le NBM pour chaque cas d'étude.

	$\mu_{\Delta V_A}$	$\mu_{\Delta V_B}$	$\sigma_{\Delta V}$
Init.	0.2	1.85	0.4
Cas 1	0.1	1.85	0.4
Cas 2	0.3	1.85	0.4
Cas 3	0.2	1.75	0.4
Cas 4	0.2	1.95	0.4
Cas 5	0.2	1.85	0.3
Cas 6	0.2	1.85	0.5

La Figure 5.1 présente les résultats obtenus pour les coordonnées minimales (en bleu) et maximales (en

rouge) selon \vec{e}_W pour chaque cas d'étude ainsi que pour le cas TLE.

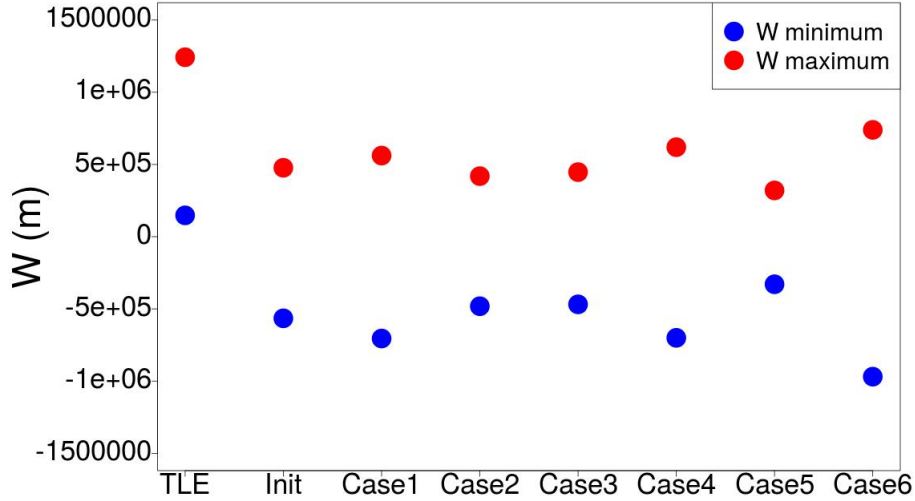


FIGURE 5.1 – Coordonnées minimales (en bleu) et maximales (en rouge) selon la direction hors-plan du repère local obtenues pour les différents cas d'étude ainsi que pour les données issues d'observations à la date du 01/02/2007 (cas TLE).

Tout d'abord, la première information apparaissant de manière évidente est qu'aucun des cas simulés ne se rapproche du cas TLE. On observe également une symétrie par rapport à 0 pour les simulations, propriété non visible d'après les résultats obtenus pour les données issues d'observations. Cette dernière remarque peut être due au fait que tous les débris du nuage généré par la fragmentation n'ont pas encore été détectés par les réseaux de poursuite au sol. Cependant, même en admettant une symétrie pour les données réelles, aucun des cas d'étude ne tend vers les informations déduites des bases de données TLE. Ceci peut être problématique puisque, dans le cas présent, l'étendue du nuage selon la coordonnée hors-plan du repère local est clairement sous-estimée. Il est donc possible que certaines zones de l'espace soient en réalité plus densément peuplées par des fragments issus de l'explosion par rapport à ce qu'estime le modèle de fragmentation.

Comparons maintenant l'influence des modifications des paramètres par rapport au cas dit initial. Nous pouvons remarquer que ce sont les changements effectués pour $\sigma_{\Delta V}$ qui engendrent les variations les plus conséquentes. D'autre part, en confrontant les cas 1 à 4, on note qu'une diminution de $\mu_{\Delta V_A}$ fournit des résultats équivalents à ceux obtenus suite à une augmentation de $\mu_{\Delta V_B}$ et inversement.

D'après cette première analyse, il semble qu'une augmentation de $\sigma_{\Delta V}$ à elle seule permet de se rapprocher de l'évaluation réalisée pour le cas TLE.

5.2 Analyse sur le long terme

Afin de déterminer si les différences observées entre le cas initial et le cas TLE persistent sur le long terme, nous avons réalisé une simulation de fragmentation via le NBM (avec ses paramètres initiaux) dont les résultats ont été propagés sur une plus longue période. Les derniers fichiers TLE dont nous disposons étant en date du 05/12/2017, le nuage de débris est propagé sur 10 ans. Cette nouvelle simulation nous permettra également d'utiliser davantage de critères de comparaison parmi ceux définis dans le Chapitre 3.

Sachant qu'aucune information n'est disponible concernant les premières heures suivant la fragmentation (pas d'observations donc pas de référence), nous débutons directement l'analyse par la détermination puis la comparaison des temps de formation de la bande de débris obtenus grâce à la méthode que nous avons développée. La Figure 5.2 présente ainsi les évolutions des coordonnées minimales et maximales (après lissage), selon l'axe W , des ensembles de données simulés (courbes rouges associées à l'axe des abscisses rouge) et observés (courbes noires associées à l'axe des abscisses de même couleur). Quatre autres informations sont également affichées sur cette figure ; il s'agit des dates à partir desquelles les valeurs de W_{min} et W_{max} sont considérées comme stables pour le cas TLE (en pointillés noirs et violets respectivement) et le cas simulé (en pointillés rouges et bleus respectivement).

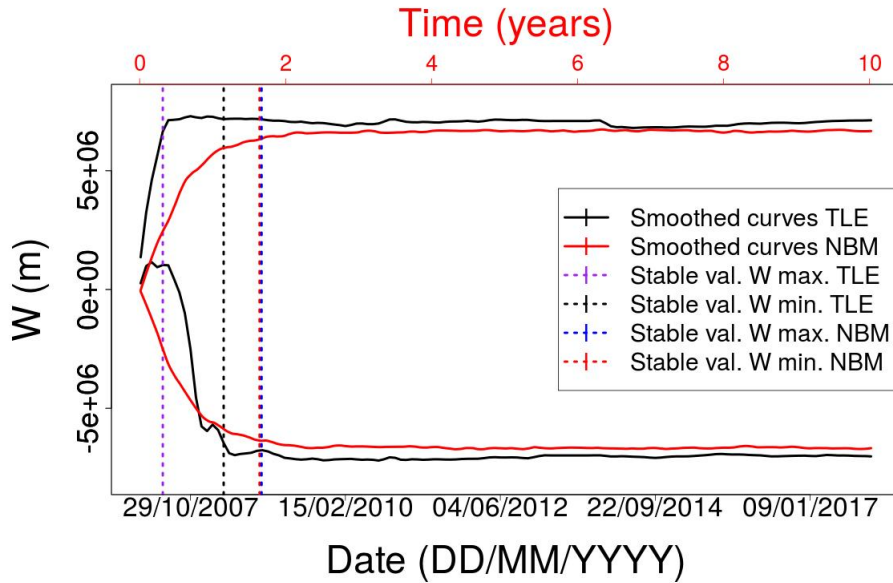


FIGURE 5.2 – Évolution (après lissage) des valeurs minimales et maximales des coordonnées des fragments générés selon l’axe W du repère local du satellite parent pour le cas TLE (courbes noires associées à l’axe des abscisses de même couleur) et le cas simulé (courbes rouges associées à l’axe des abscisses rouge). Les droites en pointillés symbolisent les dates à partir desquelles les valeurs de W_{min} (en noir pour le cas TLE et en rouge pour le cas simulé) et W_{max} (en violet pour les données d’observations et en bleu pour les données simulées) sont considérées comme stables.

Les principales déviations entre les deux nuages de débris analysés surviennent durant les premiers instants suivant la fragmentation puisqu’à partir de la stabilisation de la courbe rouge, les deux trajectoires sont similaires. On observe d’autre part des courbes bien plus symétriques dans le cas simulé par rapport à celles déduites des données TLE. Cela engendre par conséquent également des différences au niveau de la détermination du temps de formation de la bande comme le montrent les droites en pointillés sur la Figure 5.2. Du fait de la quasi-symétrie des courbes minimales et maximales obtenues pour la simulation, les valeurs à partir desquelles les coordonnées minimale et maximale selon W sont considérées comme stables sont quasiment identiques. Elles donnent un temps de fermeture aux alentours d’un an et 8 mois, nettement supérieur à celui déterminé pour le cas TLE avec la même méthode (retenu à 4 mois et demi) ainsi qu’à la valeur de référence posée, rappelons-le, entre 7 et 8 mois.

Il apparaît donc, d’après ces remarques, que l’utilisation des paramètres initiaux du NBM pour reproduire l’explosion du satellite chinois Fengyun-1C a tendance à engendrer une surestimation du temps de formation de la bande de débris.

Les caractéristiques géométriques des deux nuages sont mises en parallèle dans la Table 5.2. Certains paramètres n’ont pas été considérés pour deux raisons : soit aucune information à leur sujet ne peut être fournie par les fichiers TLE (c’est le cas pour le rayon du tore R_{tore} et la distance entre le centre de la Terre et le centre du tore r_{tore}), soit les renseignements apportés par la référence sont biaisés, comme pour les latitudes minimale et maximale et donc pour la largeur de la bande. Les valeurs en noir sont obtenues à partir des données issues d’observations tandis que celles indiquées en rouge sont déterminées d’après les données simulées.

TABLE 5.2 – Caractéristiques géométriques des nuages de débris obtenus par simulation (en rouge) et par exploitation des fichiers TLE (en noir). Les paramètres représentés comprennent : (i) coordonnée sphérique radiale minimale r_{min} (km), (ii) coordonnée sphérique radiale maximale r_{max} (km), (iii) épaisseur de la bande ep_{bande} (km), (iv) différence entre rayon maximal à l’apogée et rayon minimal au périégée $r_{a_{max}} - r_{p_{min}}$ (km), et (v) vitesse au périégée maximale $v_{p_{max}}$ ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$), (vi) vitesse au périégée minimale $v_{p_{min}}$ ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$), et (vii) vitesse au périégée moyenne $v_{p_{moy}}$ ($\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$).

r_{min}	r_{max}	ep_{bande}	$r_{a_{max}} - r_{p_{min}}$
6 717.69 6 672.96	8 480.04 10 463.1	1 762.35 3 790.14	3 102.35 4 753.64
	$v_{p_{max}}$	$v_{p_{min}}$	$v_{p_{moy}}$
	8.02 8.23	7.42 7.43	7.54 7.56

Les caractéristiques relatives aux vitesses des fragments au périégée de l’orbite sont quasiment identiques pour les deux cas analysés reflétant ainsi une bonne reproduction de la réalité pour cet élément lorsque les

paramètres initiaux du NBM sont considérés. Par contre, une importante différence apparaît concernant les valeurs associées aux apogées des orbites des objets. Cela se traduit par des valeurs plus conséquentes de la coordonnée sphérique radiale maximale, donc de l'épaisseur de la bande, ainsi que de la différence entre rayon maximal à l'apogée et rayon minimal au périégée pour le cas simulé par rapport au cas TLE.

La Figure 5.3, réalisée à partir de l'ensemble de données simulé, présente l'évolution au cours du temps des rayons maximal à l'apogée et minimal au périégée (à gauche), ainsi que les variations au fil des années de la différence entre ces deux paramètres (à droite).

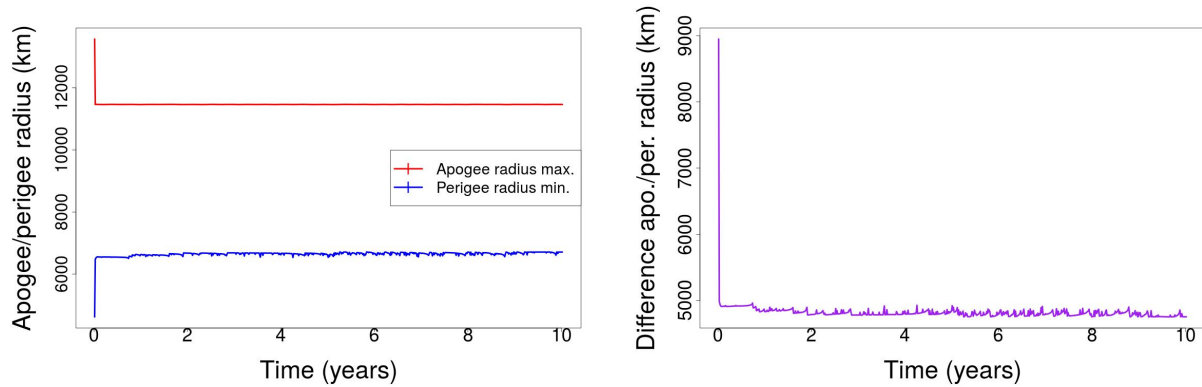


FIGURE 5.3 – À gauche : évolution du rayon à l'apogée maximal (en rouge) et du rayon au périégée minimal (en bleu) des objets simulés au cours du temps. À droite : évolution de la différence entre rayon à l'apogée maximal et rayon au périégée minimal de la population d'objets simulée.

Contrairement à ce qui était observé en Figure 3.7 pour le cas TLE, ici la diminution de la différence entre les deux paramètres est due à la fois à l'abaissement du rayon à l'apogée maximal mais aussi à l'augmentation du rayon au périégée minimal. Ces variations surviennent essentiellement au cours des premiers jours suivant la fragmentation puisque, d'après la Figure 5.3, les deux courbes sont par la suite relativement constantes bien qu'à des valeurs supérieures à celles ressortant de l'analyse du cas TLE. Sur 10 années, la différence entre les deux rayons décroît d'environ 4 000 km, ce qui représente une diminution 5 fois plus importante que pour le cas TLE.

D'après l'évolution de ces deux éléments, l'utilisation des paramètres initiaux du NBM dans le cas de l'explosion de Fengyun-1C a tendance à surestimer leurs valeurs dès le départ et au cours du temps.

De la même manière que pour l'analyse conduite dans le Chapitre 3, les valeurs indiquées dans la Table 5.2 pour les caractéristiques relatives aux vitesses des fragments du nuage sont complétées par la Figure 5.4 qui présente les évolutions des vitesses minimale (en haut à gauche), maximale (en haut à droite) et moyenne (en bas) des objets simulés au cours du temps.

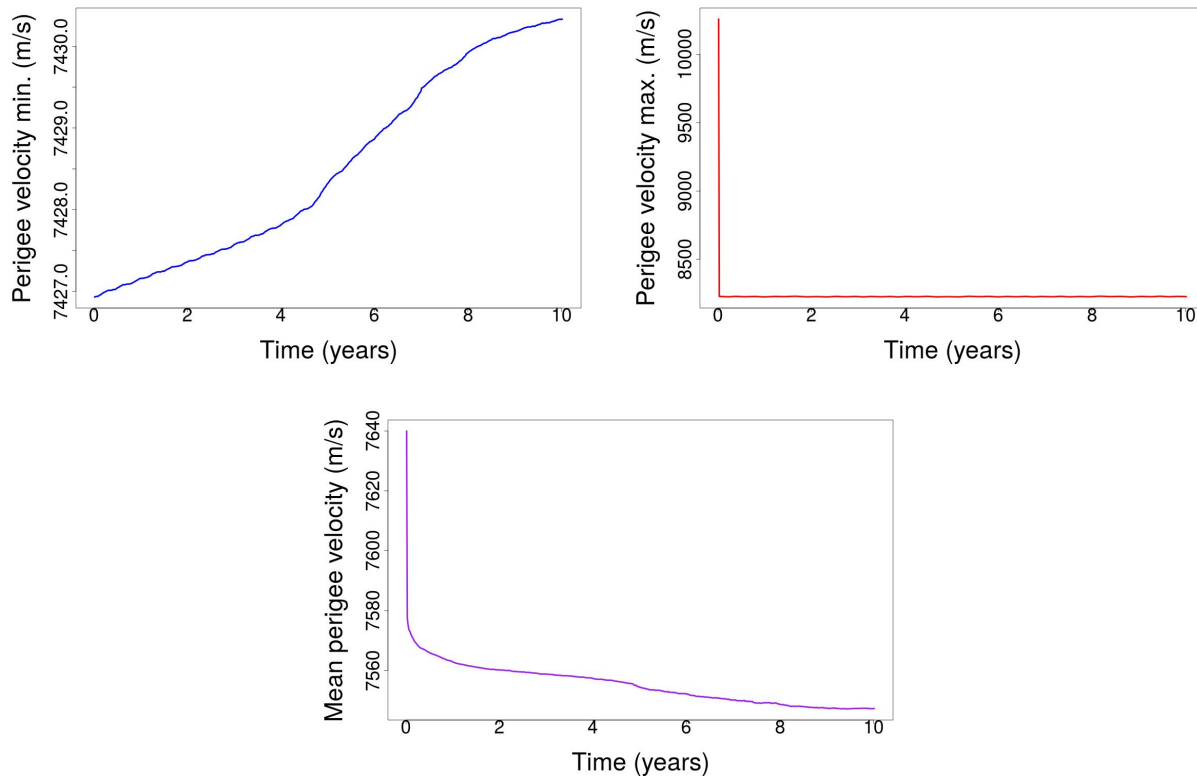


FIGURE 5.4 – Évolution de la vitesse au périgée minimale (en haut à gauche), maximale (en haut à droite) et moyenne (en bas) au cours du temps pour la population d’objets simulée via le NBM.

Tout comme pour le cas TLE (voir Figure 3.8), la vitesse minimale des objets simulés est relativement stable au cours du temps ; en effet, malgré l’impression de forte augmentation au fil de la simulation, ce paramètre ne varie que de 3 m.s^{-1} . De la même manière, la vitesse moyenne des objets simulés n’évolue que très peu au cours de la simulation avec une diminution d’environ 90 m.s^{-1} sur dix années. Cette valeur demeure 3 fois plus élevée que pour le cas TLE (diminution d’environ 30 m.s^{-1} sur 10 ans) mais cette différence est causée par l’importante variation de la vitesse maximale des fragments du nuage simulé qui décroît de plus de 2 km.s^{-1} sur la période de simulation. Comme cela a été observé pour les rayons à l’apogée maximal et au périgée minimal, la variation de vitesse survient au cours des premiers jours suivant l’événement. Par la suite, la vitesse maximale est relativement constante et se rapproche de celle observée dans le cas TLE comme l’indique la Table 5.2. Il est donc fortement possible que la vitesse maximale au périgée de l’orbite quelques instants après la fragmentation concerne un objet « extrême » ayant rapidement effectué une rentrée atmosphérique. D’après ces observations, les paramètres initiaux du NBM fournissent des résultats cohérents avec les données réelles pour l’évolution de la vitesse au périgée de l’orbite.

Finalement, le diagramme de Gabbard relatif au fichier de données simulées correspondant au 31/01/2007 est reproduit en Figure 5.5. Nous avons choisi ce fichier en particulier car la date à laquelle il correspond est la plus proche de celle du premier fichier TLE disponible (01/02/2007). L’altitude des fragments à l’apogée de l’orbite est représentée en rouge tandis que celle au périgée est affichée en bleu.

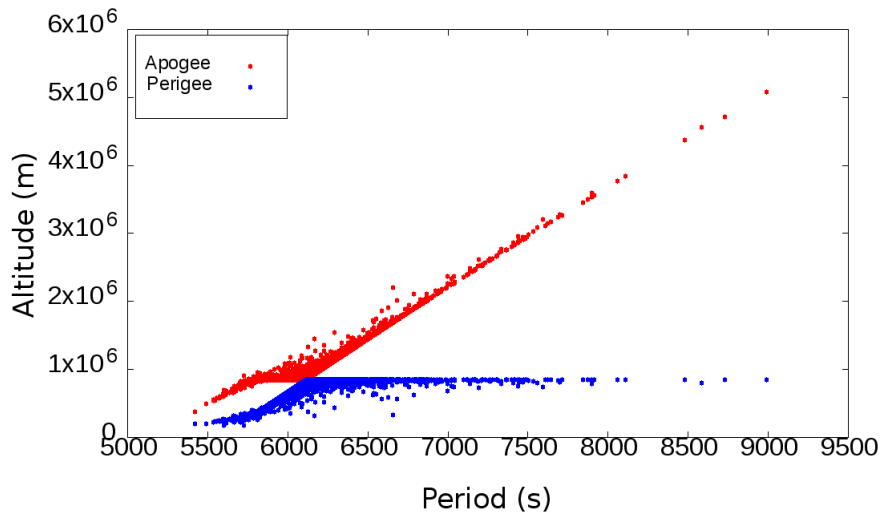


FIGURE 5.5 – Diagramme de Gabbard déduit des données simulées associées au fichier correspondant au 31/01/2007.

Par rapport à la Figure 3.9 (à gauche), les résultats obtenus par simulation montrent une altitude maximale de l'apogée plus importante avec 5 000 km contre moins de 4 000 km pour le cas TLE. L'altitude maximale du périgée étant relativement identique pour les deux cas, cette augmentation de l'altitude maximale de l'apogée engendre donc également une différence au niveau de la période orbitale maximale qui se trouve aux alentours de 9 000 s pour le cas simulé alors qu'elle n'est située qu'autour de 8 000 s pour les données réelles soit une variation d'environ 16 minutes. La majeure partie des objets simulés a néanmoins été projetée perpendiculairement au sens du déplacement comme cela a été noté pour le cas TLE.

Ces remarques rejoignent les précédentes observations effectuées pour le rayon maximal à l'apogée et tendent à confirmer la surestimation des éléments analysés ici et ce dès le début de la simulation lorsque les paramètres initiaux du NBM sont utilisés.

5.3 Conclusions

Cette première analyse de sensibilité montre tout d'abord que les différences entre les données simulées et celles issues d'observations sont plus importantes durant les premiers mois suivant la fragmentation, en considérant les coordonnées minimale et maximale selon l'axe hors-plan du repère local. En poussant la simulation sur le plus long terme, nous avons vu que les différences, selon ce critère, entre les deux populations diminuent. Nous relevons également que les déviations majeures entre les deux populations surviennent pour la distribution des rayons à l'apogée maximaux, qui est surestimée par rapport aux données observées, tandis que les distributions des vitesses est quant à elle relativement bien représentée.

Conclusions

Les travaux réalisés dans cette thèse se veulent être une contribution à la description statistique de populations de débris spatiaux globales, par régions, ou associées à un événement particulier (ex. : fragmentation). Ce manuscrit est en effet axé sur la conduite de plusieurs analyses statistiques d'un point de vue global dans un premier temps, puis plus particulier ensuite avec l'étude d'une fragmentation spécifique selon différents éclairages. De plus, l'estimation statistique des probabilités de collisions basée sur les outils de mécanique orbitale et de modélisation de populations de débris spatiaux tenant compte de l'ensemble des perturbations est également étudiée. Nous avons utilisé des informations provenant des bases de données des objets en orbite dans chacune des principales régions orbitales autour de la Terre (LEO, MEO, GEO, en particulier), que viennent compléter des simulations pour les nombreux objets trop petits pour être observables.

Synthèse de la thèse

Plusieurs thématiques ont été évoquées dans cette thèse. Une comparaison a tout d'abord été effectuée entre les répartitions statistiques et spatiales relatives à deux types d'ensembles : (i) débris spatiaux observables et, (ii) débris spatiaux non-observables. Cette étude a montré que l'ensemble d'objets de petite taille orbitant autour de la Terre présente une tendance moins importante à l'agrégation que son analogue observable, suggérant une meilleure répartition de cette catégorie d'objets. La problématique soulevée par cette remarque pointe le fait qu'il n'existerait dès lors pas de zones de l'espace privilégiées pour ce type de fragments, et donc qu'une protection de l'ensemble des systèmes placés en orbite est nécessaire, quelles que soient les caractéristiques de cette dernière.

Dans la continuité de l'étude portant sur la population globale de débris spatiaux, nous nous sommes plus particulièrement intéressés à la caractérisation d'un événement particulier survenant en orbite : la fragmentation d'un satellite. Nous avons ainsi déterminé l'influence de paramètres, relatifs au modèle de fragmentation ou à la définition des conditions initiales, sur l'évolution temporelle de la répartition des objets issus de ce type d'événement. Pour ce faire, nous avons utilisé des statistiques spatiales, et plus précisément des statistiques descriptives mises en œuvre lors de l'étude de processus ponctuels. Parmi ces statistiques, nous avons choisi de nous focaliser sur la G -fonction car elle présente, de notre point de vue, le plus d'intérêt pour effectuer la description de l'environnement d'un objet situé au sein d'un nuage de fragments, et ce dans l'optique d'une évaluation du risque de collision. Les différentes études réalisées ont mis en évidence qu'au-delà de la vitesse d'éjection des fragments, plusieurs paramètres entrent en jeu lorsque la caractérisation de la distribution spatiale d'un nuage d'objets généré par une explosion en orbite est recherchée. Le type d'orbite du corps parent joue un rôle important, notamment dans le cas d'une orbite très excentrique, où les différences de vitesses tout au long de la trajectoire engendrent un rapprochement puis un éloignement successifs des fragments, élément qui n'est pas visible dans le cas d'orbites quasi-circulaires au sein du régime LEO. La position du satellite parent le long de sa trajectoire entraîne quant à elle également des fluctuations conséquentes en terme de répartition spatiale, en particulier lorsque l'excentricité est importante.

L'analyse d'une fragmentation en orbite comprend de plus l'identification des caractéristiques géométriques et temporelles pertinentes utilisables lors de l'étude de l'évolution d'un nuage de débris spatiaux généré par ce type d'événement. Cela consiste tout d'abord, dans ce manuscrit, à estimer les temps de complétion des différentes phases d'évolution de l'ensemble des objets créés en comparant plusieurs méthodes dont une développée par nos soins. Nous avons vu que deux approches nous paraissaient très prometteuses : la méthode explicitée par J. Ashenberg, ainsi que celle que nous avons conçue. L'examen se poursuit par la détermination de plusieurs paramètres relatifs à l'aspect global du nuage, tant d'un point de vue géométrique (rayon du tore, épaisseur de la bande, ...) que physique (vitesses), à partir des temps de formation estimés. Ils serviront de critères permet-

tant d'évaluer à la fois la force de l'événement et l'impact qu'il peut avoir sur la population globale d'objets en orbite. L'approche utilisée par J. Ashenberg a par la suite été étendue à toutes les excentricités afin d'éliminer l'inconvénient majeur de cette méthode qui n'est valide que dans le cas de faibles excentricités. L'étude de sensibilité réalisée a notamment permis de mettre en évidence le rôle prépondérant que joue l'excentricité sur la répartition d'un nuage de débris en orbite.

Finalement, nous avons utilisé les critères identifiés comme adaptés à la caractérisation d'un nuage de débris dans sa globalité dans le cadre d'une analyse de sensibilité des paramètres d'un modèle de fragmentation en vue de sa calibration par rapport à des données réelles. Nous avons ainsi mis en évidence que les différences majeures entre simulations et observations sont constatées pour les distributions des apogées, surestimées pour le cas simulé.

Limitations des travaux réalisés

La principale limitation du travail basé sur l'utilisation des processus ponctuels, et plus précisément des statistiques descriptives, réside en la considération d'un processus ponctuel stationnaire c'est-à-dire pour lequel l'intensité est considérée comme constante dans toute la fenêtre d'observation. Cette forte hypothèse n'est pas réellement vérifiée, en particulier dans le cas des populations de débris spatiaux qui peuvent utiliser certaines zones de l'espace plus que d'autres en fonction des propriétés orbitales qu'elles possèdent. En orbite basse, les orbites polaires sont, par exemple, très utilisées car elles permettent un survol régulier de l'ensemble de la surface terrestre. Cela engendre donc une intensité plus importante autour des pôles par rapport à d'autres régions de l'espace. Dans ce cas, l'utilisation d'une intensité variable ou fonction intensité serait certainement plus adaptée à la problématique.

La seconde limitation concerne la description de la fenêtre d'observation au sein de laquelle le processus ponctuel est défini. Bien que nous ayons prêté une attention toute particulière aux types de volumes occupés par les ensembles d'objets étudiés, nous avons utilisé des formes connues pour définir la fenêtre d'observation (tore ou sphère creuse). Un ajustement spécifique aux données analysées, avec des formes plus complexes, permettrait sûrement une amélioration de l'estimation des statistiques descriptives puisque la création intempestive d'espaces vides serait alors minimisée.

Perspectives

Le travail réalisé dans cette thèse permet de mettre en lumière plusieurs ouvertures dans les domaines de la statistique spatiale et de la dynamique orbitale mais aussi vers des développements reliant ces deux thématiques.

Les statistiques spatiales pour l'estimation de flux

Au-delà des points abordés dans la section précédente pour les statistiques spatiales et notamment concernant l'amélioration de l'estimation de la G -fonction, l'étude de l'existence d'un lien entre densité spatiale et G -fonction devrait être menée. L'une des possibilités serait d'allier la méthode d'estimation de la densité spatiale développé par H. Klinkrad avec cet outil statistique en effectuant une analogie entre probabilité de résidence et G -fonction. L'intérêt de cette approche réside en la considération de la notion de voisinage d'un objet lors de l'estimation du flux de débris spatiaux autour de la Terre.

Calibration d'un modèle de fragmentation

Tout d'abord, la considération de la distribution des incréments de vitesse seule lors de l'étude préliminaire en vue de la calibration d'un modèle de fragmentation ne suffit pas à réaliser une analyse complète de l'influence des paramètres. Elle doit donc être complétée par la distribution des ratios surface sur masse, apportant de nouveaux paramètres (moyenne, écart-type), car celle-ci joue un rôle important sur la durée de vie des objets en orbite.

Ensuite, l'ajout de critères de comparaison complémentaires permettrait de contraindre davantage la modélisation de la fragmentation pour se rapprocher de la réalité. Parmi les éléments expérimentés dans ce manuscrit,

les temps de formation des différentes phases d'évolution du nuage de débris ainsi que l'évolution des coordonnées extrêmes selon l'axe hors-plan du repère local de l'objet fragmenté apparaissent comme les plus appropriés.

De manière générale, plusieurs types de travaux restent encore à réaliser concernant la calibration d'un modèle de fragmentation. D'une part, une étude sur l'ensemble des cas de fragmentations en orbite répertoriés permettrait de déterminer dans quels cas les paramètres initiaux du modèle produisent (ou non) des populations correctement ajustées par rapport aux données réelles. Cela fournirait ainsi une analyse de sensibilité complète.

L'automatisation du processus de recherche des meilleures associations de paramètres, c'est-à-dire celles minimisant les écarts entre populations réelle et simulée, devient alors d'une grande importance étant donné la pluralité des combinaisons à tester. Cela passe par l'utilisation de méthodes d'ajustement basées sur des algorithmes de recherche locale stochastique qui génèrent ou sélectionnent les solutions possibles pour un problème combinatoire donné [23, 101]. Ce type de processus a déjà été largement utilisé pour résoudre et optimiser toutes sortes de problèmes combinatoires plus ou moins complexes, notamment le très connu problème du voyageur de commerce (*Travelling Salesman Problem*). Celui-ci consiste à déterminer le chemin le plus court que devra suivre le voyageur en passant par une liste de villes (une fois dans chacune d'elles) et en terminant par la ville de départ. Les algorithmes de recherche locale stochastique fonctionnent généralement de la manière suivante. Les combinaisons candidates sont recherchées dans un espace de solutions en commençant par une solution initiale puis, suite à un certain nombre d'itérations dans le voisinage de chaque nouvelle solution, la meilleure combinaison est retenue.

D'autre part, une comparaison des différentes méthodes d'optimisation existantes devrait être réalisée, dans le but d'évaluer l'approche la mieux adaptée au problème combinatoire posé par la calibration d'un modèle de fragmentation.

Annexe A

Paramètres du NASA Breakup Model

Les valeurs des paramètres $(\alpha, \mu_1, \sigma_1, \mu_2, \sigma_2)$ utilisées dans l'équation (1.6) sont décrites ci-après. Étant donné qu'une distinction est effectuée entre la fragmentation d'un étage supérieur de lanceur et celle d'un satellite, il existe par conséquent des différences entre les éléments du modèle pour ces deux cas. Les paramètres utilisés lorsqu'un étage supérieur est considéré sont distingués par l'exposant « E/S » tandis que ceux relatifs à un satellite sont représentés par l'exposant « SAT ».

$$\alpha^{E/S} = \begin{cases} 1 & \text{si } \lambda_c \leq -1.4 \\ 1 - 0.3571(\lambda_c + 1.4) & \text{si } -1.4 < \lambda_c < 0 \\ 0.5 & \text{si } \lambda_c \geq 0 \end{cases}$$

$$\mu_1^{E/S} = \begin{cases} -0.45 & \text{si } \lambda_c \leq -0.5 \\ -0.45 - 0.9(\lambda_c + 0.5) & \text{si } -0.5 < \lambda_c < 0 \\ -0.9 & \text{si } \lambda_c \geq 0 \end{cases}$$

$$\sigma_1^{E/S} = 0.55$$

$$\mu_2^{E/S} = -0.9$$

$$\sigma_2^{E/S} = \begin{cases} 0.28 & \text{si } \lambda_c \leq -1.0 \\ 0.45 - 0.1636(\lambda_c + 1) & \text{si } -1.0 < \lambda_c < 0.1 \\ 0.1 & \text{si } \lambda_c \geq 0.1 \end{cases}$$

$$\alpha^{SAT} = \begin{cases} 0 & \text{si } \lambda_c \leq -1.95 \\ 0.3 + 0.4(\lambda_c + 1.2) & \text{si } -1.95 < \lambda_c < 0.55 \\ 1 & \text{si } \lambda_c \geq 0.55 \end{cases}$$

$$\mu_1^{SAT} = \begin{cases} -0.6 & \text{si } \lambda_c \leq -1.1 \\ -0.6 - 0.318(\lambda_c + 1.1) & \text{si } -1.1 < \lambda_c < 0 \\ -0.95 & \text{si } \lambda_c \geq 0 \end{cases}$$

$$\sigma_1^{SAT} = \begin{cases} 0.1 & \text{si } \lambda_c \leq -1.3 \\ 0.1 + 0.2(\lambda_c + 1.3) & \text{si } -1.3 < \lambda_c < -0.3 \\ 0.3 & \text{si } \lambda_c \geq -0.3 \end{cases}$$

$$\mu_2^{SAT} = \begin{cases} -1.2 & \text{si } \lambda_c \leq -0.7 \\ -1.2 - 1.333(\lambda_c + 0.7) & \text{si } -0.7 < \lambda_c < -0.1 \\ -2.0 & \text{si } \lambda_c \geq -0.1 \end{cases}$$

$$\sigma_2^{SAT} = \begin{cases} 0.5 & \text{si } \lambda_c \leq -0.5 \\ 0.5 - (\lambda_c + 0.5) & \text{si } -0.5 < \lambda_c < -0.3 \\ 0.3 & \text{si } \lambda_c \geq -0.3 \end{cases}$$

Annexe B

Compléments concernant les processus ponctuels

Tout processus ponctuel peut être défini par le biais du calcul de ses mesures moments. Deux types de mesures moments peuvent être différenciées : la mesure moment « normale » et la mesure moment factorielle qui sont décrites ci-dessous.

B.1 Mesures moments

Définition B.1.1. Soit $f(x_1, \dots, x_n)$ une fonction non-négative mesurable sur \mathbb{R}^{nd} et B un sous-ensemble de \mathbb{R}^d .

La mesure de moment d'ordre k d'un processus ponctuel X , notée $\mu^{(k)}$ est définie par [85] :

$$\int_{\mathbb{R}^{nd}} f(x_1, \dots, x_n) \mu^{(n)}(d(x_1, \dots, x_n)) = \mathbf{E} \left(\sum_{x_1, \dots, x_n \in X} f(x_1, \dots, x_n) \right) \quad (\text{B.1})$$

Plus particulièrement : $\mu^{(k)}(B_1 \times \dots \times B_k) = \mathbf{E}(N(B_1) \dots N(B_k))$, et si $B_1 = \dots = B_k = B$ alors $\mu^{(k)}(B^k) = \mathbf{E}(N(B)^k)$. Donc, $\mu^{(k)}$ donne la mesure moment d'ordre k de la variable aléatoire à valeurs réelles $N(B)$, correspondant au nombre de points de X dans le sous-ensemble B .

B.2 Mesures moments factorielles

Définition B.2.1. Soit f une fonction non-négative sur \mathbb{R}^{kd} et \sum^{\neq} la somme de tous les k -tuples de points distincts dans le processus ponctuel X .

La mesure moment factorielle d'ordre k , $\alpha^{(k)}$, du processus ponctuel X est définie par [85] :

$$\int f(x_1, \dots, x_k) \alpha^{(k)}(d(x_1, \dots, x_k)) = \mathbf{E} \left(\sum_{x_1, \dots, x_k \in X}^{\neq} f(x_1, \dots, x_k) \right) \quad (\text{B.2})$$

$\alpha^{(k)}$ et $\mu^{(k)}$ diffèrent au niveau de la somme ; c'est-à-dire au niveau des points pris en compte lors du calcul. En effet, pour la mesure moment factorielle, les k -tuples dans lesquels deux ou plusieurs points sont les mêmes ne sont pas pris en compte.

Dans le cas où les ensembles B_1, \dots, B_k sont disjoints paire à paire, on peut donc écrire :

$$\mu^{(k)}(B_1 \times \dots \times B_k) = \alpha^{(k)}(B_1 \times \dots \times B_k) \quad (\text{B.3})$$

B.3 Mesure moment réduite de second ordre \mathcal{K}

Définition B.3.1. Soit X un processus ponctuel d'intensité λ , et $A, B \subseteq \mathbb{R}^d$. Supposons que la mesure, $\mathcal{K}(B)$ définie par l'équation (B.4) (où $0 < |A| < \infty$ et en posant $\frac{a}{0} = 0$ pour $a \geq 0$) ne dépend pas du choix de A .

$$\mathcal{K}(B) = \frac{1}{|A|} \mathbf{E} \left[\sum_{\substack{\neq \\ u, v \in X}} \frac{\mathbf{1}\{u \in A, v \in B\}}{\lambda(u)\lambda(v)} \right] \quad (\text{B.4})$$

Alors la mesure \mathcal{K} est appelée *mesure moment réduite de second ordre* [86].

\mathcal{K} peut également être définie par rapport aux distributions de Palm et distributions de Palm réduites [83] (voir Annexe B.4).

Définition B.3.2. Soit X un processus ponctuel stationnaire d'intensité λ et B un ensemble borélien. Dans le contexte d'une distribution de Palm, la mesure \mathcal{K} est définie par,

$$\lambda \mathcal{K}(B) = \int_{\mathbb{N}} N(X_{B \setminus \{o\}}) \mathbf{P}_o(dX) = \int N(X_B) \mathbf{P}_o^!(dX) \quad (\text{B.5})$$

Donc, $\lambda \mathcal{K}(B)$ peut être interprétée comme le nombre moyen de points dans l'ensemble $B \setminus \{o\}$, sous la condition qu'il existe bien un point de X en o [83].

B.4 Distributions de Palm

Les caractéristiques de Palm sont des probabilités ou moyennes qui se réfèrent aux points individuels dans un processus ponctuel. Les probabilités de la distribution de Palm sont les probabilités conditionnelles d'événements de processus ponctuels sachant qu'un point (le point typique) a été observé à une position spécifique.

Dans le cas stationnaire, on souhaite définir les caractéristiques distributionnelles de Palm de sorte qu'elles soient indépendantes de la position particulière du point aléatoire x étant donné que toutes les caractéristiques doivent être les mêmes partout dans l'espace. L'approche usuelle est de considérer un point à l'origine o . La définition technique exacte de la probabilité de Palm \mathbf{P}_o est la suivante [85, 83].

$$\lambda \nu(W) \mathbf{P}_o(X \in \mathcal{A}) = \mathbf{E} \left(\sum_{x \in X \cap W} \mathbf{1}_{\mathcal{A}}(X - x) \right) \quad (\text{B.6})$$

Ici, W est un ensemble test d'aire (ou de volume) $\nu(W)$ positive, et $X \in \mathcal{A}$ est une notation générale pour l'expression « le processus ponctuel X a la propriété \mathcal{A} ». \mathcal{A} doit être une propriété ayant du sens pour un processus ponctuel ayant un point en o , par exemple : « $N(b(o, r) \setminus \{o\}) = 0$ ». L'indicatrice $\mathbf{1}_{\mathcal{A}}(X - x)$ est alors égale à 1 si le processus ponctuel décalé ($X - x$) a la propriété \mathcal{A} et 0 sinon.

De manière analogue, la définition technique exacte de la moyenne de Palm est :

$$\lambda \nu(W) \mathbf{E}_o(\mathcal{S}(X)) = \mathbf{E} \left(\sum_{x \in X \cap W} \mathcal{S}(X - x) \right) \quad (\text{B.7})$$

$\mathcal{S}(X)$ est un nombre réel attribué à X ; par exemple, $\mathcal{S}(X) = N(b(o, r) \setminus \{o\}) = n_o(r)$, le nombre de points de X dans $b(o, r)$ sans compter o .

Définition B.4.1. Soient X un processus ponctuel défini dans sa fenêtre d'observation W , $B \subseteq \mathbb{R}$ et $w \in W$. La distribution de Palm réduite peut être interprétée comme la distribution conditionnelle suivante,

$$P_W^!(B) = \mathbf{P}(X \setminus \{w\} \in B | N(\{w\}) > 0) \quad (\text{B.8})$$

B.5 Addition/soustraction de Minkowski

Définition B.5.1. Soient A et B deux ensembles quelconques de l'espace \mathbb{R}^d avec $d \in \mathbb{N}$.

Pour tout $a \in A$ et $b \in B$, il est possible de faire correspondre la somme algébrique $a + b$ pouvant également être considérée comme la dilation d'un ensemble. Ce nouvel ensemble formé par cette somme est appelé addition de Minkowski et noté $A \oplus B$ et est défini par l'équation (B.9).

$$A \oplus B = \{c \in \mathbb{R}^d | c = a + b, a \in A, b \in B\} \quad (\text{B.9})$$

De manière analogue, il est possible de définir la soustraction de Minkowski, associée à l'érosion d'un ensemble et notée $A \ominus B$, par l'équation (B.10).

$$A \ominus B = \{c \in \mathbb{R}^n | c = a - b, a \in A, b \in B\} \quad (\text{B.10})$$

B.6 Autres estimateurs de la G -fonction

B.6.1 Estimateur de Hanisch

Définition B.6.1. Soit X un processus ponctuel stationnaire dans \mathbb{R}^d d'intensité λ et échantillonné dans la fenêtre W .

Soient $s(x) = \rho(d(x, X \setminus \{x\}))$ la plus petite distance euclidienne entre x et son plus proche voisin dans $X \setminus \{x\}$ et $c(x) = \rho(d(x, \partial W))$ la plus petite distance euclidienne entre x et la bordure de la fenêtre W (∂W).

Soit $W_{\ominus s(x)}$ la fenêtre érodée par la plus petite distance entre x et son plus proche voisin dans $X \setminus \{x\}$.

Soit $\lambda_H = \sum_x \frac{\mathbf{1}(s(x) \leq c(x))}{\nu(W_{\ominus s(x)})}$ l'estimateur de l'intensité du processus et soit $b(x, r)$ une boule de centre x et de rayon r .

L'estimateur de Hanisch [90] est donné par :

$$\hat{G}_H(r) = \frac{1}{\lambda_H} \cdot \sum_x \frac{\mathbf{1}(s(x) \leq c(x)) \mathbf{1}(s(x) \leq r)}{\nu(W_{\ominus s(x)})}, \quad \text{pour } r \geq 0 \quad (\text{B.11})$$

Hanisch publia également un autre estimateur en 1984 [90].

Définition B.6.2. Soient X , $s(x)$ et $c(x)$ définis comme précédemment.

$$\hat{G}_{HC}(r) = \frac{\sum_x \mathbf{1}(s(x) \leq c(x)) \mathbf{1}(s(x) \leq r)}{\sum_x \mathbf{1}(s(x) \leq c(x))}, \quad \text{pour } r \geq 0 \quad (\text{B.12})$$

B.6.2 Estimateur de Kaplan-Meier

Définition B.6.3. Soient X , $s(x)$ et $c(x)$ définis comme précédemment. L'estimateur obtenu par la méthode de Kaplan-Meier et proposé par Adrian Baddeley et Richard Gill en 1997 [90] est défini par :

$$\hat{G}_{KM}(r) = 1 - \prod_{s \leq r} \left(1 - \frac{\#\{x \in W : s(x) = s, s(x) \leq c(x)\}}{\#\{x \in W : s(x) \geq s, c(x) \geq s\}} \right), \quad \text{pour } r \geq 0 \quad (\text{B.13})$$

Annexe C

Liste des publications

Rajouté après la soumission du rapport

C.1 Articles

- * D. Thomasson, F. Deleflie and A. Petit. A statistical characterization of the distribution of a cloud of space debris after a breakup in orbit. *Acta Astronautica*, 161 :115-124, 2019

C.2 Proceedings

- * D. Thomasson and F. Deleflie. Statistics considerations and tests of hypothesis after a breakup : example for the Fengyun-1C case. STARDUST Final Conference, ESA/ESTEC, Noordwijk/The Netherlands, 31/10-04/11 2016
- * A. Petit, D. Thomasson, F. Deleflie, D. Casanova and M. Dumont. Improvements of models and analysis means for fragmentation events. 7th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 18-21 April 2017
- * F. Deleflie, D. Thomasson, W. Rahoma, A. Petit and M. Capderou. Analytical and statistical characterization of the long-term behavior of a cloud of space debris generated by a breakup in orbit. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Stevenson, 20-24 August 2017

Bibliographie

- [1] CNES website on space debris. <https://debris-spatiaux.cnes.fr/fr>.
- [2] Orbital Debris Program Office. *Orbital Debris Quaterly News*, 22(1) :10, 2018.
- [3] J.-C. Liou, A.K. Anilkumar, B. Bastida Virgili, T. Hanada, H. Krag, H. Lewis, M.X.J. Raj, M.M. Rao, A. Rossi, and R.K. Sharma. Stability of the future LEO environment - An IADC comparison study. 6th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [4] NASA website dedicated to space debris - Photo Gallery. <https://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/photo-gallery.html>.
- [5] C. Wiedemann, M. Oswald, S. Stabroth, H. Klinkrad, and P. Vorsmann. Modeling of RORSATs NaK droplets for the MASTER 2005 upgrade. *Acta Astronautica*, 57 :478–489, 2005.
- [6] NASA website - History section. <https://history.nasa.gov/SP-4218/sp4218.htm>.
- [7] A.J. Butrica. *To See the Unseen - A History of Planetary Radar Astronomy*. Washington, D.C. : National Aeronautics and Space Administration, NASA History Office, 1996.
- [8] H. Klinkrad. *Space Debris - Models and Risk Analysis*. Praxis Publishing Ltd, Chicester, UK, 2006.
- [9] S. Flegel, J. Gelhaus, M. Möckel, C. Wiedemann, D. Kemof, D. Oswald, S. Stabroth, and C. Alagöz. MASTER-2009 Final Report - Maintenance of the ESA MASTER model. Technical report, ESA Contract 21705/08/D/HK, June 2011.
- [10] R. Jehn. Dispersion of debris clouds from in-orbit fragmentation events. *ESA Journal*, 15 :63–77, 1991.
- [11] J. Ashenberg. Formulas for the phase characteristics in the problem of low-earth-orbital debris. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 31(6) :1044–1049, 1994.
- [12] Dossier CNES - Débris spatiaux : où en est-on ? <https://cnes.fr/fr/dossier-debris-spatiaux-ou-en-est>.
- [13] Space Launch Report website. <http://www.spacelaunchreport.com/logyear.html>.
- [14] D. Thomasson. *Ajustement des mesures de protection, de prédiction et de dépollution, destinées à conserver en 2100 le risque actuel engendré par la menace débris pour une mission spatiale d'observation de la Terre en orbite basse*. Mémoire de fin d'études (école d'ingénieurs), Institut Polytechnique des Sciences Avancées (IPSA) / Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales (ONERA), 2014.
- [15] A. Rossi, E.M. Alessi, G.B. Valsecchi, H. Lewis, J. Radtke, C. Bombardelli, and B. Bastida Virgili. A quantitative evaluation of the environmental impact of the mega constellations. 7th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 18-21 April 2017.
- [16] B. Bastida Virgili, J.C. Dolado, H.G. Lewis, J. Radtke, H. Krag, B. Revelin, C. Cazaux, Colombo C., R. Crowther, and M. Metz. Risk to space sustainability from large constellations of satellites. *Acta Astronautica*, 126 :154–162, 2016.
- [17] J. Radtke, C. Keschull, and E. Stoll. Interactions of the space debris environment with mega constellations - using the example of the oneweb constellation. *Acta Astronautica*, 131 :55–68, 2017.
- [18] V. Lamigeon (Challenges). Starlink, le nouveau projet fou d'Elon Musk. <https://www.challenges.fr/entreprise/aeronautique/4-400-satellites-internet-en-orbite-starlink-le-nouveau-projet-fou-d-569643>.
- [19] C. Bonnal and D.S. McKnight, editors. *IAA Situation Report on Space Debris - 2016*. 2016.
- [20] Le Figaro. Une astronaute perd sa boîte à outils dans l'espace. <http://www.lefigaro.fr/sciences/2008/11/19/01008-20081119ARTFIG00580-une-astronaute-perd-sa-boite-a-outil-dans-l-espace-.php>, November 2008.

- [21] P. Henarejos (Ciel et Espace). L'astronaute et la boîte à outils. <https://www.cieletespace.fr/actualites/1-astronaute-et-la-boite-a-outils>, November 2008.
- [22] Spacetrack website - Decay data section. <https://www.space-track.org/#/decay>.
- [23] A. Petit. *Étude de populations observées ou synthétiques de débris spatiaux depuis les données jusqu'aux modèles*. Thèse de Doctorat, Université de Namur - Faculté des Sciences - Département de Mathématiques, 2017.
- [24] S. Lemmens, H. Krag, J. Rosebrock, and I. Carnelli. Radar mappings for attitude analysis of objects in orbit. 6th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [25] Spacetrack website - Boxscore. <https://www.space-track.org/#/boxscore>.
- [26] T. Flohrer, H. Krag, S. Lemmens, B. Bastida Virgili, K. Merz, and H. Klinkrad. A statistical look on ESA's conjunction event predictions. 6th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [27] J.-C. Liou, S. Clark, N. Fitz-Coy, T. Huynh, J. Opiela, M. Polk, B. Roebuck, R. Rushing, M. Sorge, and M. Werremeyer. DebriSat - A planned laboratory-based satellite impact experiment for breakup fragment characterizations. 6th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [28] D.J. Kessler and B.G. Cour-Palais. Collision Frequency of Artificial Satellites : The Creation of a Debris Belt. *Journal of Geophysical Research*, 83(A6) :2637–2646, 1978.
- [29] D.J. Kessler. Collisional cascading : the limits of population growth in low-earth-orbit. *Advances in Space Research*, 11(12) :63–66, 1991.
- [30] Spacetrack website. <https://www.space-track.org/>.
- [31] T. Flohrer, S. Lemmens, B. Bastida Virgili, H. Krag, H. Klinkrad, E. Parrilla, N. Sanchez, J. Oliveira, and F. Pina. DISCOS - Current status and future developments. 6th European Conference on Space Debris, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [32] P. Maier, C. Ricote Navarro, R. Jehn, A. Gini, P. Faure, M. Adriaensen, I. Datta, D. Hilbich, A. Jacimovic, L. Jacques, G. Penent, T. Sinn, and H. Shioi. ISU team project : an integral view on space debris mitigation and removal. 6th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [33] J. Utzmann, A. Wagner, G. Blanchet, F. Assémat, S. Vial, B. Dehecq, J. Fernandez Sanchez, J.R. Garcia Espinosa, A. Agueda Maté, G. Bartsch, T. Schildknecht, N. Lindman, E. Fletcher, L. Martin, and S. Moulin. Architectural design for a european SST system. 6th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [34] L. Hall. The History of Space Debris. Space Traffic Management Conference, 4-6 November 2014.
- [35] Orbital Debris Program Office. *Orbital Debris Quaterly News*, 17(4) :3–4, 2013.
- [36] Anon. Technical Report on Space Debris. Technical report, United Nations Publications, New-York,USA, 1999.
- [37] ONERA website. <https://www.onera.fr/>.
- [38] K.J. Abercromby, P. Seitzer, H.M. Rodriguez, E.S. Barker, and M.J. Matney. Survey and chase : a new method of observations for the Michigan Orbital Debris Survey Telescope (MODEST). *Acta Astronautica*, 65(1-2) :103–111, 2009.
- [39] T. Schildknecht, M. Ploner, and U. Hugentobler. The search for debris in GEO. *Advances in Space Research*, 28(9) :1291–1299, 2001.
- [40] M. Boer, A. Klotz, R. Laugier, P. Richard, J.C. Dolado Perez, L. Lapasset, A. Verzeni, S. Theron, D. Coward, and J.A. Kennewell. TAROT : a network for space surveillance and tracking operations. 7th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 18-21 April 2017. <hal-01511688v2>.
- [41] G. Drolshagen, J.A.M. McDonnell, T. Stevenson, R. Aceti, and L. Gerlach. Post-flight measurements of meteoroid/debris impact features on EURECA and the Hubble Solar Array. *Advances in Space Research*, 16(11) :85–89, 1995.
- [42] EURECA and HST solar array post flight impact studies. http://space-env.esa.int/R_and_D/eureca/eureca.html.

- [43] G. Drolshagen, W.C. Carey, J.A.M. McDonnell, T.J. Stevenson, J.C. Mandeville, and L. Berthoud. HST solar array impact survey : revised damage laws and residue analysis. *Advances in Space Research*, 19(2) :239–251, 1997.
- [44] G. Drolshagen, T. McDonnell, J.C. Mandeville, and A. Moussi. Impact studies of the HST solar arrays retrieved in March 2002. *Acta Astronautica*, 58 :471–477, 2006.
- [45] F. Horz, G. Cress, M. Zolensky, T.H. See, R.P. Bernhard, and J.L. Warren. Optical analysis of impact features in aerogel from the Orbital Debris Collection experiment on the Mir station. Technical report, National Aeronautics and Space Administration, Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas, USA, August 1999. NASA/TM-1999-209372.
- [46] V.M. Smirnov, A.S. Semenov, V.G. Sokolov, V.P. Konoshenko, and I.I. Kovalyov. Study of the micro-meteoroid and orbital debris effects on the solar panels retrieved from the space station "MIR". *Space Debris*, 2(1) :1–7, 2000. <https://doi.org/10.1023/A:1015607813420>.
- [47] G.A. Harvey, D.H. Humes, and W.H. Kinard. Mir environmental effects payload and returned Mir solar panel cleanliness. Technical report, National Aeronautics and Space Administration, NASA Langley Research Center, Hampton, VA, USA, January 2000. DOC ID : 20040086988.
- [48] H. Yano, S. Kibe, S.P. Deshpande, and M.J. Neish. The first results of the meteoroid and debris impact analyses on Space Flyer Unit. *Advances in Space Research*, 20(8) :1489–1494, 1997.
- [49] M. Neish, S. Deshpande, S. Kibe, H. Yano, Y. Kitazawa, and S. Yamamoto. Micrometeoroid and space debris impacts on the Space Flyer Unit and hypervelocity impact calibration of its materials. 2nd European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 17-19 March 1997. ISBN :9290922559.
- [50] J. Hamilton, J.C. Liou, P.D. Anz-Meador, B. Corsaro, and F. Giovane. Development of the Space Debris Sensor. 7th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 18-21 April 2017.
- [51] P. Anz-Meador. SDS overview - PDF presentation for the Payload Operations Integration Working Group (POIWG). <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170004972.pdf>, April, 26 2017.
- [52] J.C. Liou. USA space debris environment operations and measurement updates - PDF presentation for the 52nd session of the scientific and technical subcommittee of the COmmittee on the Peaceful Uses of Outer Space. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150002836.pdf>, February, 2-13 2015.
- [53] N. Divine, E. Grün, and P. Staubach. Modeling the meteoroid distributions in interplanetary space and near-Earth. 1st European Conference on Space Debris, Darmstadt/Germany, 5-7 April 1993.
- [54] B.G. Cour-Palais. Meteoroid environment model 1969 (NASA SP-8013). Technical report, NASA/JSC, Houston/TX, 1969.
- [55] P. Jenniskens. Meteor stream activity - I Annual meteor streams. *Journal of Astronomy and Astrophysics*, 287 :990–1013, 1994.
- [56] N. McBride. The importance of annual meteoroid streams to spacecraft and their detectors. *Advances in Space Research*, 20 :1513–1516, 1997.
- [57] P.H. Krisko, S. Flegel, M.J. Matney, D.R. Jarkey, and V. Braun. ORDEM 3.0 and MASTER-2009 modeled debris population comparison. *Acta Astronautica*, 113 :204–211, 2005.
- [58] S. Flegel, J. Gelhaus, C. Wiedemann, P. Vorsmann, M. Oswald, S. Stabroth, H. Klinkrad, and H. Krag. The MASTER-2009 space debris environment model. 5th European Conference on Space Debris, Darmstadt/Germany, 30 March-2 April 2009.
- [59] J.C. Dolado Perez, R. Di Costanzo, and B. Revelin. Introducing MEDEE - A new orbital debris evolutionary model. 6th European Conference on Space Debris, ESA/ESOC, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [60] J.-C. Liou, N.L. Johnson, P.H. Krisko, and P.D. Anz-Meador. The new NASA orbital debris breakup model. *COSPAR Colloquia Series*, 15 :363–367, 2002.
- [61] P.H. Krisko. The predicted growth of the low-Earth orbit space debris environment - an assessment of future risk for spacecraft. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G : Journal of Aerospace Engineering*, 221(6) :975–985, 2007.
- [62] P.H. Krisko, N.L. Johnson, and J.N. Opiela. EVOLVE 4.0 orbital mitigation studies. *Advances in Space Research*, 28(9) :1385–1390, 2001.

- [63] J.C. Liou, D.T. Hall, P.H. Krisko, and J.N. Opiela. LEGEND - a three-dimensional LEO-to-GEO debris evolutionary model. *Advances in Space Research*, 34 :981–986, 2004.
- [64] P.H. Krisko. The new NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM 3.0. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2014. < DOI : 10.2514/6.2014-4227 >.
- [65] I. Usovik, D. Stepanov, V. Stepanyants, M. Zakhvatkin, I. Molotov, and A.I. Nazarenko. Improvement of space debris model in MEO and GEO regions according to the catalog of Keldysh Institute of Applied Mathematics (Russian Academy of Sciences). 7th European Conference on Space Debris, Darmstadt/Germany, 18-21 April 2017.
- [66] A.I. Nazarenko and I.L. Menshikov. Engineering model of the space debris environment. 3rd European Conference on Space Debris, Darmstadt/Germany, 19-21 March 2001.
- [67] A. Rossi, L. Anselmo, C. Pardini, R. Jehn, and G.B. Valsecchi. The new Space Debris Mitigation (SDM 4.0) long term evolution code. 5th European Conference on Space Debris, Darmstadt/Germany, 30 March-2 April 2009.
- [68] A. Rossi, L. Anselmo, A. Cordelli, P. Farinella, and C. Pardini. Modelling the evolution of the space debris population. *Planetary and Space Science*, 46(11/12) :1583–1596, 1998.
- [69] E.J. Öpik. Collision probabilities with the planets and the distribution of interplanetary matter. volume 54, pages 165–199. Royal Irish Academy - Section A : Mathematical and Physical Sciences, 1951/1952.
- [70] R. Walker, P.H. Stokes, J.E. Wilkinson, and G.G. Swinerd. Enhancement and validation of the IDES orbital debris environment model. *Space Debris*, 1(1) :1–19, 1999.
- [71] ESA-DRAMA : Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis. <https://sdup.esoc.esa.int/group/csdtf/drama>.
- [72] V. Braun, J. Gelhaus, C. Kebschull, N. Sanchez-Ortiz, J. Oliveira, R. Dominguez, C. Wiedemann, H. Krag, and P. Vorsmann. DRAMA 2.0 - ESA’s space debris risk assessment and mitigation analysis tool suite. 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, 2013.
- [73] I. Pontijas Fuentes, D. Bonetti, F. Letterio, G. Vicario de Miguel, G. Blanco Arnao, P. Palomo, C. Parigini, S. Lemmens, T. Lips, and R. Kanzler. Upgrade of ESA’s Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis (DRAMA) tool : Spacecraft Entry Survival Analysis Module. 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Milan, Italy, 3-6 July 2017. < DOI : 10.13009/EUCASS2017-569 >.
- [74] V. Morand, J.C. Dolado-Perez, H. Fraysse, F. Deleflie, J. Daquin, and C. Dental. Semi-analytical computation of partial derivatives and transition matrix using STELA software. 6th European Conference on Space Debris, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [75] Anon. STELA User’s Guide Version 3.2. Technical report, CNES, November 2017.
- [76] F. Deleflie, D. Coulot, R. Descosta, A. Fernier, and P. Richard. First attempt of orbit determination of slr satellites and space debris using genetic algorithms. 6th European Conference on Space Debris, Darmstadt/Germany, 22-25 April 2013.
- [77] N.L. Johnson, P.H. Krisko, J.-C. Liou, and P.D. Anz-Meador. NASA’s new breakup model of EVOLVE 4.0. *Advances in Space Research*, 28(9) :1377–1384, 2001.
- [78] Orbital Debris Program Office. *Orbital Debris Quaterly News*, 5(4) :5, 2000.
- [79] H. Klinkkrad, H. Sdunnus, and J. Bendisch. Development status of the ESA space debris reference model. *Advances in Space Research*, 16(11) :93–102, 1995.
- [80] N.L. Johnson. Orbital debris : the growing threat to space operations. 33rd Annual Guidance and Control Conference, Breckenridge, CO, United States, 6-10 February 2010.
- [81] Anon. IADC space debris mitigation guidelines. Technical report, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, September 2007. IADC-02-01.
- [82] H. Klinkrad, P. Beltrami, S. Hauptmann, C. Martin, H. Sdunnus, H. Stokes, R. Walker, and J. Wilkinson. The ESA Space Debris Mitigation Handbook 2002. *Advances in Space Research*, 34 :1251–1259, 2004.
- [83] S.N. Chiu, D. Stoyan, W.S. Kendall, and J. Mecke. *Stochastic Geometry and its Applications, Third Edition*. John Wiley and Sons, Ltd, 2013.
- [84] J Moller and R.P. Waagepetersen. Modern statistics for spatial point processes. *Scandinavian Journal of Statistics*, 34(4) :643–684, 2007.

- [85] J. Illian, A. Penttinen, H. Stoyan, and D. Stoyan. *Statistical Analysis and Modelling of Spatial Point Patterns*. John Wiley and Sons, 2008.
- [86] J. Moller and R.P. Waagepetersen. *Statistical Inference and Simulation for Spatial Point Processes*. Chapman and Hall/CRC, 2004.
- [87] M.N.M. Van Lieshout and A.J. Baddeley. A nonparametric measure of spatial interaction in point patterns. *Statistica Neerlandica*, 50 :344–361, 1996.
- [88] A.E. Gelfand, P.J. Diggle, M. Fuentes, and P. Guttorp. *Handbook of Spatial Statistics*. Taylor and Francis Group, LLC, 2010.
- [89] A.J. Baddeley. Spatial sampling and censoring. In O.E. Barndorff-Nielsen, W.S. Kendall, and M.N.M. van Lieshout, editors, *Stochastic Geometry : Likelihood and Computation*, volume 80 of *Monographs on Statistics and Applied Probability*, pages 37–78. Chapman and Hall, London, England, 1999.
- [90] D. Stoyan. On estimators of the nearest neighbour distance distribution function for stationary point processes. *Metrika, Vol 64*, 64 :139–150, 2006.
- [91] A. Baddeley, E. Rubak, and R. Turner. *Spatial Point Patterns, Methodology and Applications with R*. Taylor and Francis Group, 2016.
- [92] M. Le Guen. La boîte à moustaches pour sensibiliser à la statistique. *Bulletin de Méthodologie Sociologique / Bulletin of Sociological Methodology*, pages 43–64, 2002. <halshs-00287751>.
- [93] G. Saporta. *Probabilités, analyse des données et statistiques - 2ème édition*. 2006.
- [94] D.S.F. Portree and J.P. Loftus. Orbital debris : A chronology. Technical report, NASA/JSC, Houston/TX, January 1999. NASA/TP-1999-208856.
- [95] F. Letizia. *Space debris cloud evolution in Low Earth Orbit*. Doctor of Philosophy, University of Southampton - Faculty of Engineering and Environment - Aeronautics, Astronautics and Computational Engineering Department, 2016.
- [96] B. Desgraupes. Cours de méthodes statistiques - tests d'adéquation, 2013.
- [97] C. Pardini and L. Anselmo. Evolution of the debris cloud generated by the fengyun-1c fragmentation event. C. Pardini and L. Anselmo in the 20th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD), Annapolis, 24-28 Sept 2007.
- [98] C. Pardini and L. Anselmo. Physical properties and long-term evolution of the debris clouds produced by two catastrophic collisions in earth orbit. *Advances in Space Research*, 48 :557–569, 2011.
- [99] S. Casotto. The mapping of Kaula's solution into the orbital reference frame. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 55(3) :223–241, 1993. DOI : 10.1007/BF00692511.
- [100] C. Pardini and L. Anselmo. Assessment of the consequences of the fengyun-1c breakup in low earth orbit. *Advances in Space Research*, 44 :545–557, 2009.
- [101] H.H. Hoos and T. Stützle. *Stochastic Local Search : Foundations & Applications*. Morgan Kaufmann Publishers, 2004.