

# Estimation de fiabilité en ligne d'un satellite en orbite

Roland Lautheret, André Cabarbaye  
Centre National d'Etudes Spatiales (CNES)  
18 avenue Edouard Belin  
31401 Toulouse Cedex 4

André Cabarbaye  
CAB INNOVATION  
3, rue de la Coquille  
31500 Toulouse  
Andre.Cabarbaye@cabinnovation.com

**Résumé** — Cet article présente une démarche de mise en œuvre du Health Monitoring dans le domaine spatial qui fait actuellement l'objet d'une action de recherche et développement menée par le CNES. Faisant suite à une première publication sur la modélisation des phénomènes de dégradation des satellites, il porte sur l'enrichissement des estimations prévisionnelles de fiabilité des éléments non soumis à usure par l'exploitation du retour d'expérience au moyen de techniques bayésiennes.

**Abstract** — This paper presents an approach to implement Health Monitoring in space domain which is currently the subject of a research and development conducted by CNES. Following a first publication on the modeling of the satellite degradations, it shows how to improve the reliability estimations of equipment not subject to wear by operating data feedback through Bayesian techniques.

**Mots clés** — Health Monitoring, Satellites, Bayésien,

## I. INTRODUCTION

Dépassant les frontières de la maintenance prédictive, le « Health Monitoring » recouvre le suivi de l'état de santé d'un système, de manière continue ou intermittente à partir d'observations directes ou indirectes, afin d'anticiper et prendre les meilleures décisions, quelle qu'en soit la nature.

Les satellites n'étant pas réparables en orbite, à l'exception de certains logiciels téléchargeables, l'aide à la décision dans le domaine spatial concerne :

- les opérations qui portent sur l'exploitation, la surveillance et les éventuelles actions de reconfiguration à bord par activation de ressources redondantes embarquées,
- le retrait de service dans le cadre de la LOS (Loi relative aux Opérations Spatiales) qui impose de désorbiter les satellites à la fin de leur mission (libération d'une position sur l'orbite géostationnaire ou rentrée dans l'atmosphère en moins de 25 ans),
- le lancement de satellites de remplacement stockés au sol,
- le démarrage de nouveaux programmes de développement devant pérenniser des services relatifs aux Télécommunications ou à l'observation de la Terre, par exemple.

Mené jusqu'alors de manière plus ou moins empirique, le processus décisionnel intègre dorénavant la mise à mort d'un

objet ayant encore un certain potentiel afin de respecter une exigence réglementaire.

Aussi l'intérêt du « Health Monitoring », qui cherche à améliorer le diagnostic (état du satellite en orbite) et le pronostic (durée de vie résiduelle), s'en trouve singulièrement renforcé. Il contribue notamment à augmenter les chances de réussir la phase de désorbitation après une durée d'exploitation la plus longue possible afin de répondre, au mieux, aux enjeux économiques et/ou scientifiques de la mission. Cette durée opérationnelle peut être plus courte mais aussi sensiblement plus longue que la durée de vie initialement prévue, pour laquelle le satellite a été qualifié.

C'est pourquoi le CNES a cherché à lever toutes les difficultés méthodologiques de cette amélioration de la connaissance et de la prise de décision avant d'en envisager une utilisation opérationnelle sur ses systèmes spatiaux.

Ses investigations ont notamment porté sur les deux aspects suivants :

- L'amélioration de l'observation et du suivi à distance de l'état de santé des satellites et la modélisation de l'ensemble des phénomènes de dégradation.

- L'enrichissement des estimations prévisionnelles de fiabilité des éléments non soumis à usure (électronique) par l'exploitation du retour d'expérience acquise depuis la phase de conception des satellites.

Le premier aspect a déjà fait l'objet d'une première publication [1]. A partir d'un recensement des divers phénomènes d'usure observés sur les satellites et d'un état de l'art des modèles théoriques de dégradation, la démarche envisagée consiste à associer à chaque phénomène un modèle théorique propre puis à regrouper ces derniers entre eux afin de constituer une sorte de macro modèle de dégradation du satellite complet.

Le second aspect fait l'objet du présent article. Illustré par un exemple d'application, il repose sur l'utilisation des techniques bayésiennes pour enrichir les estimations prévisionnelles issues de divers recueils de fiabilité (MIL-HDBK-217) par des données opérationnelles de durées de fonctionnement en orbite.

Au-delà de la période de qualification, la fiabilité en ligne d'un satellite en orbite résultera alors du produit de l'estimation consolidée de fiabilité des éléments non soumis à usure par les estimations de fiabilité propres aux divers phénomènes d'usure

faisant chacun l'objet d'un modèle spécifique de dégradation [2] [3].

## II. METHODOLOGIE

Un satellite n'est pas réparable mais seulement reconfigurable par activation des redondances embarquées. Son estimation de fiabilité repose sur l'hypothèse d'une absence de vieillissement (taux de défaillance constant) car la plupart des équipements sont électroniques. La durée de mission initialement prévue fait cependant l'objet d'une démonstration par analyse ou essais de qualification vis-à-vis de phénomènes d'usure concernant notamment :

- les mécanismes,
- le cyclage ON/OFF,
- les radiations (dose cumulée)
- les micrométéorites,
- l'oxygène monoatomique,
- des phénomènes physico-chimiques (batterie, tuyères)

Outre les phénomènes d'usure qui peuvent faire l'objet de modèles de dégradation spécifiques, l'estimation prévisionnelle de fiabilité du satellite peut être consolidée par la durée de fonctionnement effective des équipements depuis le lancement ou celle d'équipements similaires embarqués sur d'autres satellites, par application des techniques bayésiennes [7] [8].

En effet, il est possible d'enrichir une connaissance a priori, telle que l'estimation d'un taux de défaillance issue de divers recueils, par des données de retour d'expérience pour obtenir une connaissance a posteriori.

Mais cet enrichissement doit s'opérer de manière relativement simple (formule analytique) pour pouvoir être mis en œuvre sur un satellite complet durant toute sa vie opérationnelle. Aussi deux manières de prendre en compte l'apriori sont présentées et comparées ci-après.

### A. Transformation de l'apriori en jeu de données virtuelles

L'estimation d'un taux de défaillance peut être transformée en un jeu de données virtuelles qui peut être ajouté à celui des données réellement observées pour obtenir une connaissance a posteriori.

Ainsi dans l'exemple donné en figure 1, un taux de défaillance a priori, considéré avec un certain niveau de confiance (60%), peut être converti en un essai virtuel de r1 pannes durant un temps cumulé T1. A partir d'une valeur de r1 (1 dans l'exemple), le temps T1 est alors obtenu en utilisant la formule du Khi-deux relative aux plans d'essais de type 1 avec réparation [6] (formule 1).

$$T_1 = \frac{\chi_{1-\alpha}^2 (2r_1 + 2)}{2\lambda_{a\ priori}} \quad \text{Formule 1}$$

Cet essai virtuel revient à considérer comme loi a priori la loi Gamma (formule 2) qui est la conjuguée de la loi de Poisson (formule 3).

$$g(\lambda / r, T) = \frac{\lambda^r T^{r+1} e^{-\lambda T}}{r!} \quad \text{Formule 2}$$

$$p(r / \lambda, T) = \frac{(\lambda T)^r e^{-\lambda T}}{r!} \quad \text{Formule 3}$$

La formule 2 peut également s'exprimer par la formule 4 soit une loi Gamma de paramètres  $\alpha = r + 1$  et  $\beta = T$ , sachant que  $\Gamma(r + 1) = r!$

$$g(\lambda / \alpha, \beta) = \frac{\lambda^{\alpha-1} \beta^\alpha e^{-\beta\lambda}}{\Gamma(\alpha)} \quad \text{Formule 4}$$

L'essai virtuel est « ajouté » aux données observées (r2 pannes durant T2) afin d'obtenir un essai traduisant l'a posteriori (r1 + r2 pannes durant T1 + T2). Cette simple transformation s'opère également sur les lois conjuguées comme le montre la figure 2.

Confiance :

$\lambda$ a priori	r1	T1	r2	T2	$\lambda$ a posteriori
6,00E-06	1	337052	2	431903	5,43E-06
					5,43E-06

Figure 1 – Consolidation d'un taux de défaillance

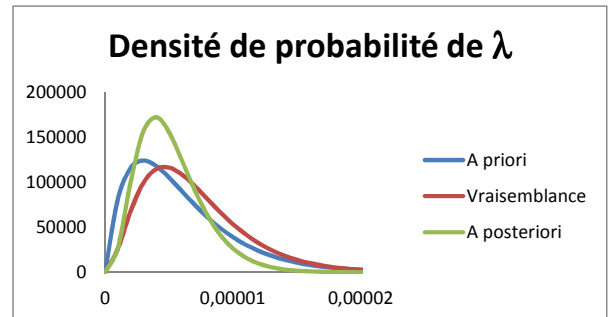


Figure 2 – Consolidation d'un taux de défaillance

Un taux de défaillance a posteriori peut être alors recalculé à partir de l'essai a posteriori pour un certain niveau de confiance (60%). Celui-ci est la borne majorante de l'intervalle de crédibilité qui est l'équivalent d'un intervalle de confiance en bayésien. Fondé sur la loi du Khi-deux, ce calcul s'effectue au moyen des formules 1 et 5 ou de la formule 6 directement.

$$\lambda_{a\ posteriori} = \frac{\chi_{1-\alpha}^2 (2(r_1 + r_2) + 2)}{2(T_1 + T_2)} \quad \text{Formule 5}$$

$$\lambda_{a\ posteriori} = \frac{\chi_{1-\alpha}^2 (2(r_1 + r_2) + 2)}{2\left(\frac{\chi_{1-\alpha}^2 (2r_1 + 2)}{2\lambda_{a\ priori}} + T_2\right)} \quad \text{Formule 6}$$

Il est cependant à noter que l'a priori peut se traduire en différents essais virtuels selon le nombre de pannes r1 considéré. Ce nombre a pour effet de modifier la forme de la distribution a priori tout en conservant la valeur du quantile au niveau de confiance choisi (60%), comme le montrent les figures 3 et 4.

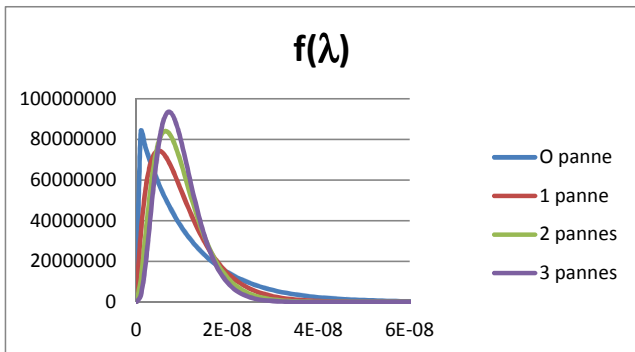


Figure 3 – Fonction de densité de l'a priori

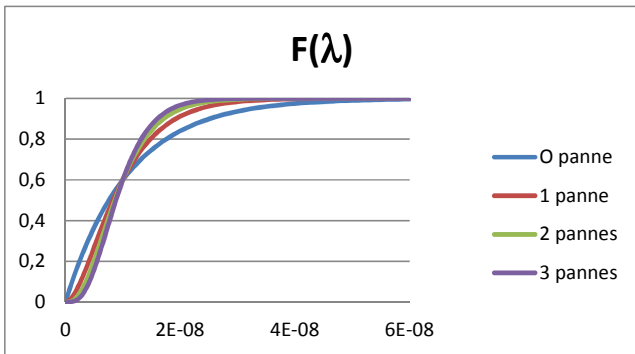


Figure 4 – Fonction de répartition de l'a priori

Le rapport entre l'espérance du taux de défaillance et sa valeur a priori est donnée en figure 5 à partir de la formule 7. Ce rapport est voisin de 1 dans le cas d'une panne (0,9889).

Formule 7

$$E(\lambda) = \alpha / \beta = \frac{r+1}{T} = 2\lambda_{\text{a priori}} (r+1) / \chi^2_{1-\alpha} (2r+2)$$

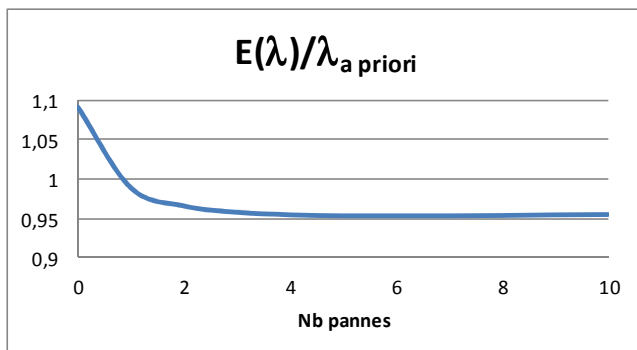


Figure 5 – Espérance du taux de défaillance a priori

On notera que la formule du Khi-deux relative aux plans d'essais de type I avec réparation est applicable aux satellites opérationnels car ceux-ci sont majoritairement dotés de redondances froides. En toute rigueur, une durée de fonctionnement d'un équipement dont la panne a conduit à la perte définitive d'un satellite devrait être traitée différemment.

### B. Modélisation de l'a priori par une loi Gamma

Une loi Gamma peut être directement définie à partir d'une estimation de taux de défaillance pour caractériser la connaissance a priori. La valeur de ce taux peut être, par exemple, choisie comme espérance de la loi et comme quantile à 60 % [5].

Le paramètre d'échelle β est alors à égal à α / λ\_a priori puisque E(λ) = α / β et le paramètre de forme α peut se calculer en résolvant l'équation de la formule 8.

Soit α = 1,765156924 si le niveau de confiance de l'estimation est de 60%.

$$F^{-1}Gamma(60\%, \alpha, \beta) = \alpha / \beta \quad \text{Formule 8}$$

Cette loi est très proche de celle obtenue dans le cas d'une transformation de l'a priori en jeu de données virtuelles avec une défaillance, comme le montre la figure 6.

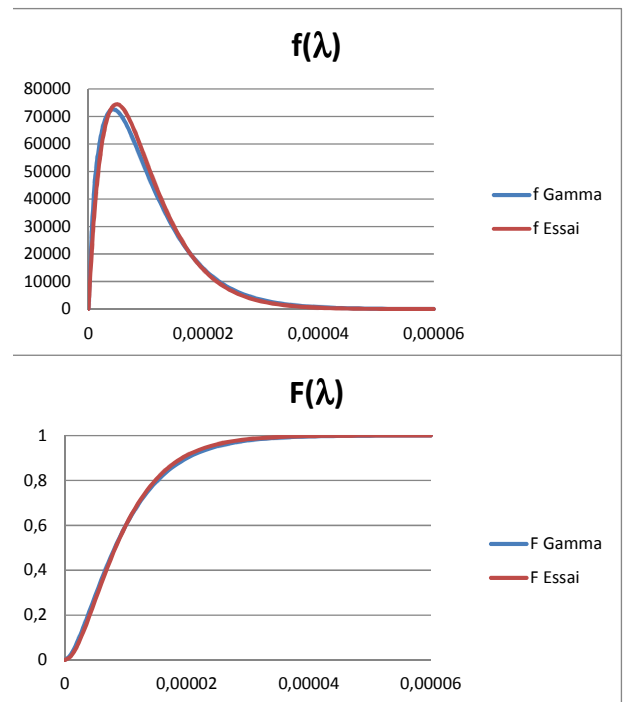


Figure 6 – Modélisation de la loi a priori

La loi a priori peut être enrichie par des données de retour d'expérience (n pannes pendant une durée cumulée T) et conduire à la loi a posteriori de la formule 9. Un taux de défaillance a posteriori peut être alors recalculé avec un certain niveau de confiance (60%).

$$g(\lambda/\alpha, \beta, n, T) = \frac{\lambda^{\alpha+n-1} (\beta+T)^{\alpha+n} e^{-(\beta+T)\lambda}}{\Gamma(\alpha+n)} \text{ Formule 9}$$

Avec  $\alpha = 1,765156924$  et  $\beta = \alpha / \lambda_{\text{a priori}}$

### III. CAS D'APPLICATION

L'actualisation des taux de défaillance d'une architecture peut s'opérer au niveau composant, équipement ou ensemble reconfigurable. Il apparaît cependant préférable de considérer les blocs commutables dans leur globalité afin de faire évoluer leur taux plus rapidement à partir des données observées comme le montre l'exemple de la figure 6. L'actualisation est

faite ici par transformation de l'a priori en jeu de données virtuelles avec 1 défaillance.

Confiance :

	a priori	r2	T2	a posteriori
$\lambda a$	6,00E-06	2	431903	4,04E-06
$\lambda b$	5,00E-06	0	431903	1,10E-06
$\lambda a + \lambda b$	1,10E-05	2	431903	5,13E-06
$\lambda a+b$	1,10E-05	2	431903	5,04E-06

Figure 6 – Consolidation globale ou individuelle

Le Bloc Diagramme de fiabilité d'un satellite simplifié est présenté en figure 7 (par défaut,  $\lambda_{\text{OFF}} = \lambda_{\text{ON}} / 10$  et le taux d'utilisation est de 100 % quand ils ne sont pas précisés dans le diagramme).

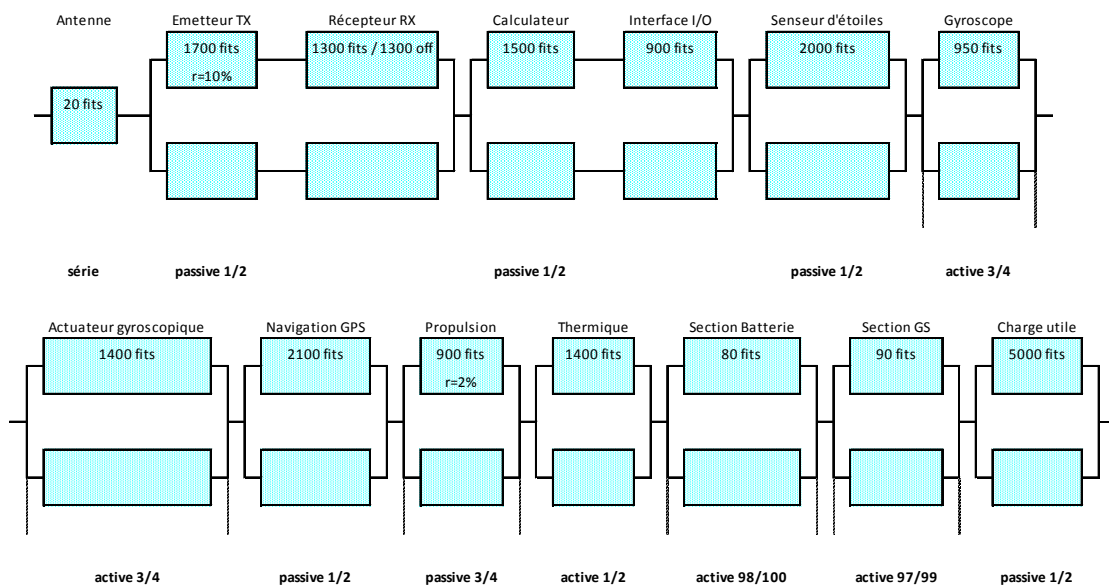


Figure 7 – Architecture simplifiée d'un satellite

#### A. Fiabilité prévisionnelle

L'estimation de fiabilité prévisionnelle du satellite a été réalisée au moyen d'un outil de traitements markoviens (SUPERCAB de CAB INNOVATION [4]) après saisie des caractéristiques de l'architecture dans une table comme indiqué en figure 9.

Sa courbe de fiabilité et son espérance de durée de fonctionnement (MTTF), calculée par intégration de la fiabilité  $R(t)$ , est donnée en figure 8.

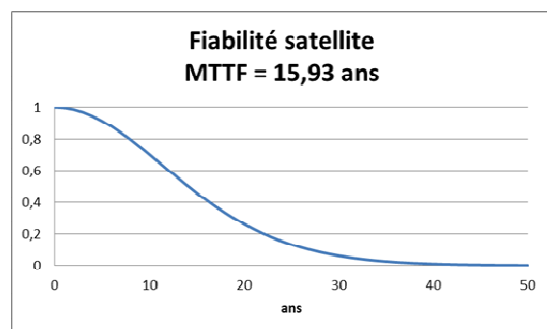


Figure 8 – MTTF et courbe de fiabilité du satellite

ELEMENTS	Taux de panne ON (fit)	Nb	Type de redondance	Taux de panne OFF(fit)	Taux d'utilisation r (%)	Fiabilité T (année) = 10
Antenna	20		série			0,998249534
Emetteur TX	1700				10,00%	
Récepteur RX	1300			1300		
	1623		passive 1/2	1470		0,983191211
Calculateur	1500					
Interface I/O	900					
	2400		passive 1/2	240		0,978987555
Senseur d'étoiles	2000		passive 1/2			0,985051994
Gyroscope	950		active 3/4			0,965693846
Actuateur gyroscopique	1400		active 3/4			0,931839955
Navigation GPS	2100		passive 1/2			0,983618962
Propulsion	900		passive 3/4		2,00%	0,999510995
Thermique	1400		active 1/2			0,986678698
Section Batterie	80		active 98/100			0,966612675
Section GS	90		active 97/99			0,956435737
Charge utile	5000		passive 1/2			0,921877776
\$		Satellite				0,704151433

Figure 9 – Estimation de fiabilité à partir des caractéristiques de l'architecture

## B. Fiabilité en ligne

On cherche à estimer la fiabilité du satellite après huit ans en orbite sachant qu'un émetteur TX utilisé pour la télémesure a été perdu 5,5 ans après le lancement et qu'un satellite identique lancé 1 an plus tard vient de perdre une section de son générateur solaire.

L'estimation de fiabilité est à nouveau réalisée en figure 10 en considérant les défaillances du satellite et en actualisant les taux de défaillances à partir de la durée de fonctionnement des équipements en orbites. Cette durée est de 15 ans (8 + 7) multipliée par le nombre d'équipements actifs à bord pondéré par leur taux d'utilisation éventuel (les équipements OFF n'étant pas pris en compte).

A priori			A posteriori						
Taux de panne ON (fit)	Durée de fonctionnement (hr)	Confiance : 60%	ELEMENTS	Taux de panne ON (fit)	Nb	Type de redondance	Taux de panne OFF(fit)	Taux d'utilisation r (%)	Fiabilité T (année) = 10
20	131400	0	Antenna	9		série			0,99920753
1700	13140	1	Emetteur TX	1681				10,00%	
1300	262800	0	Récepteur RX	504			504		
1470		0		666		serie			0,943324107
2400	131400	0	<b>Calculateur + Interface I/O</b>	941		passive 1/2			0,996473602
2000	131400	0	Senseur d'étoiles	802		passive 1/2			0,997415413
950	525600	0	Gyroscope	345		active 3/4			0,994885423
1400	525600	0	Actuateur gyroscopique	465		active 3/4			0,990938076
2100	131400	0	Navigation GPS	837		passive 1/2			0,997189032
900	10512	0	Propulsion	406		passive 3/4		2,00%	0,999899381
1400	262800	0	Thermique	537		active 1/2			0,997890826
80	13140000	0	Section Batterie	24		active 98/100			0,998736229
90	13008600	1	Section GS	57		active 97/98			0,913761701
5000	131400	0	Charge utile	1710		passive 1/2			0,98888023
\$			Satellite Bayésien avec pannes						0,829320423

Figure 10 – Estimation de fiabilité en ligne

Contrairement au bloc reconfigurable constitué du calculateur et de l'unité d'interface d'entrée-sortie, le bloc TM/TC ne peut pas être considéré globalement dans cette architecture puisque l'émetteur fonctionne de manière intermittente en redondance froide alors que le récepteur est en redondance chaude de manière permanente.

Par ailleurs on constate dans cet exemple que le taux de défaillance de l'émetteur TX augmente sensiblement avec la prise en compte des données orbitales contrairement à celui de

la section GS. La durée de fonctionnement cumulée de ce dernier bénéficie en effet d'un grand nombre d'entités embarquées (98).

La figure 11 présente les courbes de fiabilité du satellite après huit ans en orbite en considérant les estimations initiales ou recalées par les techniques bayésiennes, avec et sans défaillance.

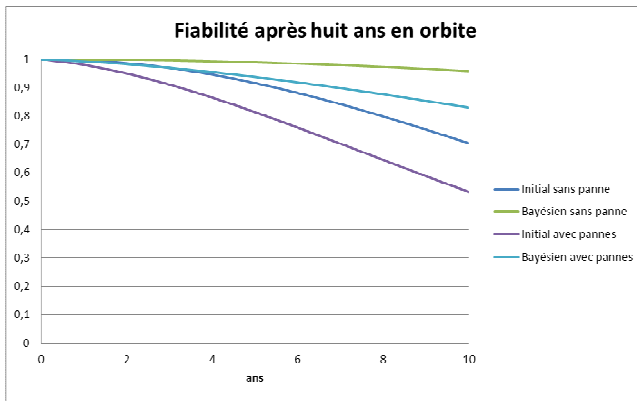


Figure 11 – Estimation de fiabilité en ligne

## I. CONCLUSION

Les techniques bayésiennes permettent d'enrichir simplement les estimations prévisionnelles de fiabilité par des données de retour d'expérience et donc de mettre à jour, en ligne, l'estimation de fiabilité d'un satellite relative aux éléments non soumis à usure.

En raison de sa simplicité, le CNES préconise d'utiliser la formule de transformation des taux de défaillance, issus des recueils de fiabilité (MIL HDB217...), en connaissance a priori via un essai virtuel à une défaillance. Il accepte cependant l'emploi d'une loi Gamma pour laquelle la valeur du taux de défaillance est égale à l'espérance et au quantile à 60%.

Au-delà de la période de qualification, l'estimation en ligne de fiabilité du satellite peut être multipliée par les estimations de fiabilité propres aux divers phénomènes d'usure faisant chacun l'objet d'un modèle spécifique de dégradation.

L'estimation du potentiel restant des satellites est ainsi améliorée pour aider à la prise de décisions à forts enjeux

économiques dans le respect d'exigences réglementaires nouvelles s'imposant à tous pour limiter l'encombrement en orbite.

Présentée à travers deux articles, la démarche de Health Monitoring envisagée pour les satellites est évidemment transposable à d'autres domaines d'ingénierie.

## REFERENCES

- [1] A. Cabarbaye, M. Soussens, S. Bosse, Health Monitoring sur les satellites spatiaux, Lambda mu 19, Dijon 21-23 octobre 2014.
- [2] S. Bosse, G. Quadri, O. Gilard, A. Cabarbaye, Modèle prédictif de dégradation non linéaire dans des conditions d'environnements variées, Lambda mu 18, Tours 16-18 octobre 2012.
- [3] M. Soussens, R. Lautheret, A. Cabarbaye, Modèle de dégradation des batteries d'accumulateurs, Lambda mu 19, Dijon 21-23 octobre 2014.
- [4] A. Cabarbaye - SUPERCAB PRO : Un atelier d'Ingénierie Système sous Microsoft Excel® - 2ème Conférence Annuelle d'Ingénierie Système, organisée par l'AFIS, Toulouse, 26-28 juin 2001.
- [5] J.F. Gajewski - Etude CNES « Health & Monitoring » Estimateur bayésien Gamma-ADS (TSO ES35) – ADS.
- [6] C. Coccozza-Thivent – Processus stochastiques et fiabilité des systèmes appendice C, SMAI – Springer.
- [7] H. Procaccia - Les fondements des approches fréquentielle et bayésienne. Applications à la maîtrise du risque industriel (Coll. Sciences du risque et du danger) – LAVOISIER - 2008
- [8] H. Procaccia - M.C Suhner - Démarche bayésienne et applications à la sûreté de fonctionnement - HERMES - LAVOISIER - 2002