

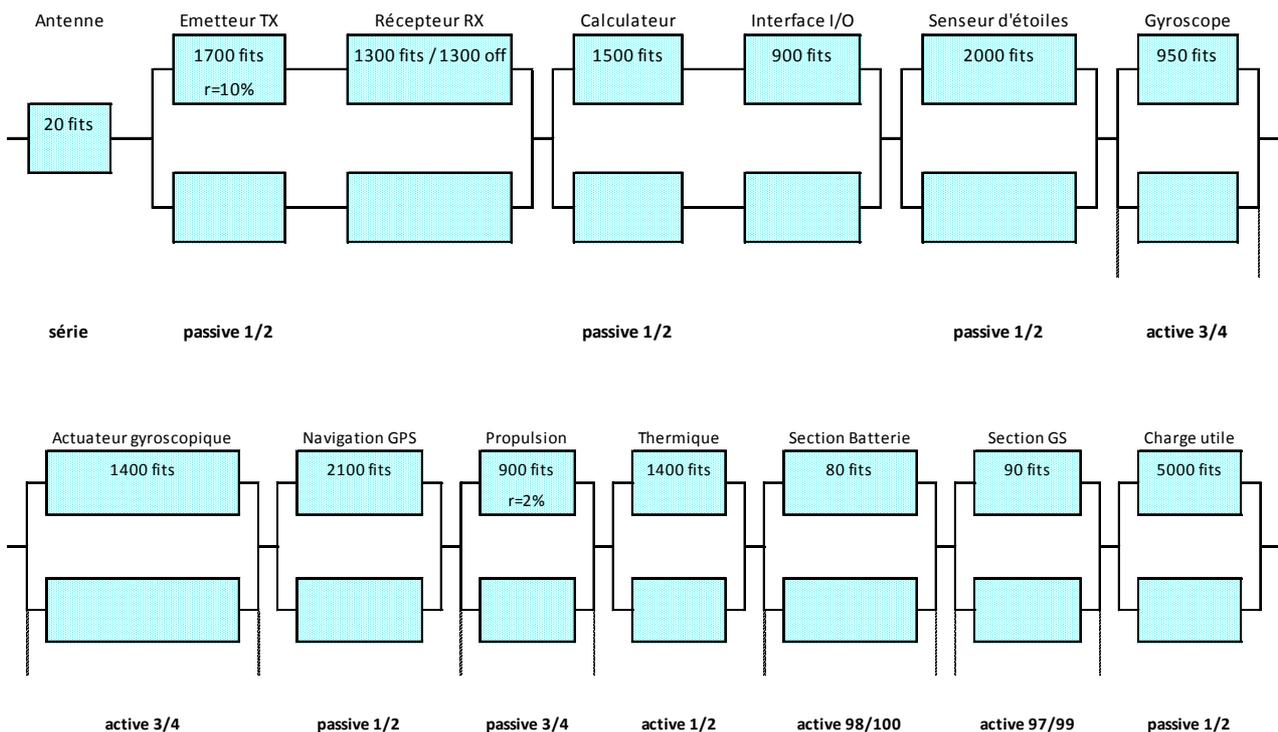
# TP N° 56

## Potentiel restant d'un satellite en orbite

L'objet de ce TP est d'estimer, en ligne, la fiabilité d'un satellite spatial afin d'aider à la prise de décision de désorbitation. Outre les phénomènes d'usure qui peuvent faire l'objet de modèles de dégradation spécifiques pour estimer le potentiel restant au-delà de la durée de mission initialement prévue, l'estimation prévisionnelle de fiabilité du satellite peut être consolidée par la durée de fonctionnement effective des équipements depuis le lancement, par application des techniques bayésiennes.

-----

- 1) Evaluer la fiabilité prévisionnelle à 10 ans du satellite dont l'architecture simplifiée est décrite ci-dessous ainsi que son espérance de durée de fonctionnement (par défaut  $\lambda_{OFF} = \lambda_{ON} / 10$  et taux d'utilisation de 100 % si non précisé dans le diagramme).
- 2) Proposer une méthodologie d'estimation en ligne de la fiabilité du satellite.
- 3) 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.
- 4) Refaire l'estimation dans le cas d'absence de défaillance.



## 1 - Fiabilité prévisionnelle

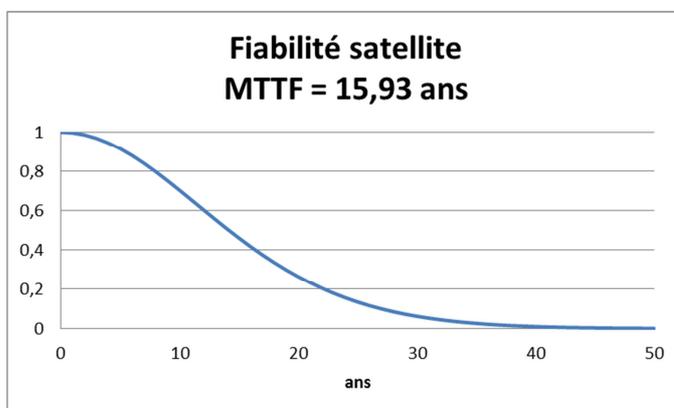
Un satellite n'est pas réparable mais seulement reconfigurable par activation des redondances embarquées. Son estimation de fiabilité repose sur l'hypothèse d'une absence de vieillissement (taux de défaillance constant) car la plupart des équipements sont électroniques.

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 :

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

L'estimation de fiabilité peut être réalisée au moyen de l'outil SUPERCAB après saisie des caractéristiques de l'architecture dans une table comme indiqué ci-dessous.

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			0,99824953
Emetteur TX	1700				10,00%	
Récepteur RX	1300			1300		
	1623		passive 1/2	1470		0,98319121
Calculateur	1500					
Interface I/O	900					
	2400		passive 1/2	240		0,97898756
Senseur d'étoiles	2000		passive 1/2			0,98505199
Gyroscope	950		active 3/4			0,96569385
Actuateur gyroscopique	1400		active 3/4			0,93183995
Navigation GPS	2100		passive 1/2			0,98361896
Propulsion	900		passive 3/4		2,00%	0,999511
Thermique	1400		active 1/2			0,9866787
Section Batterie	80		active 98/100			0,96661268
Section GS	90		active 97/99			0,95643574
Charge utile	5000		passive 1/2			0,92187778
\$		Satellite				0,70415143



*Feuille de calcul accessible par double clic sur l'icône :*



Estimation de fiabilité

L'espérance de durée de fonctionnement (MTTF) se calcule par intégration de la fiabilité  $R(t)$ .

## 2 - Estimation en ligne de la fiabilité du satellite

Concernant un horizon généralement plus large que la durée de mission initialement prévue, l'estimation, en ligne, de la fiabilité du satellite peut aider à la prise de décisions telles que :

- le lancement de nouveaux satellites ou de nouveaux programmes pour assurer la pérennité des missions spatiales,
- la désorbitation avant la fin de vie effective des satellites pour limiter la pollution en orbite conformément à la loi sur les opérations spatiales (LOS),
- l'amélioration des procédures d'opérations et d'exploitation des satellites.

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, par application des techniques bayésiennes.

En effet, il est possible de transformer une connaissance a priori, telle que l'estimation d'un taux de défaillance issue de divers recueils (MIL-HDBK-217 par exemple), en un jeu de données virtuelles qui peut être ajouté à celui des données réellement observées pour obtenir une connaissance a posteriori (voir TP N° 50).

Ainsi dans l'exemple ci-dessous, un taux de défaillance a priori considéré avec un certain taux de confiance peut être converti en un essai virtuel de  $r_1$  pannes durant un temps cumulé  $T_1$  (au moyen de la loi du Khi-deux) qui, associé aux données observées ( $r_2$  pannes durant  $T_2$ ) permet d'obtenir l'essai traduisant l'a priori ( $r_1+r_2$  pannes durant  $T_1+T_2$ ) puis de recalculer le taux de défaillance correspondant.

Confiance :

$\lambda$ a priori	$r_1$	$T_1$	$r_2$	$T_2$	$\lambda$ a posteriori
6,00E-06	1	337052	2	431903	5,43E-06
					5,43E-06



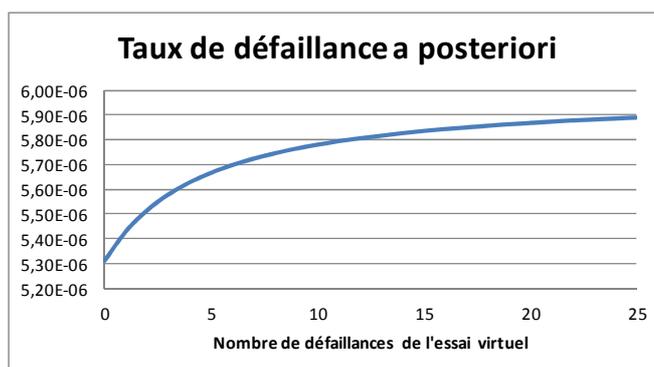
Feuille de calcul  
Microsoft Excel

Formules sous Excel :

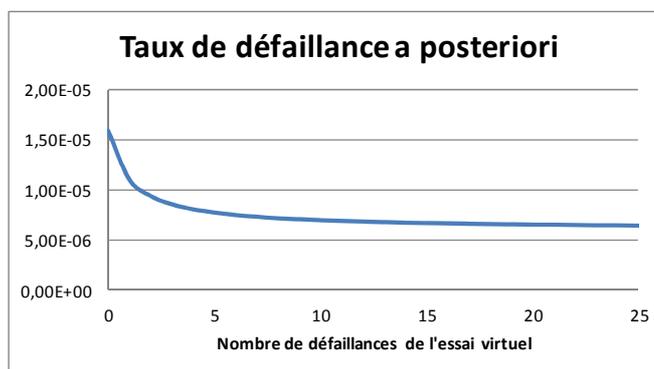
$\lambda$ a priori	$r_1$	$T_1$	$r_2$	$T_2$	$\lambda$ a posteriori
0,000006	1	=KHIDEUX.INVERSE(1-Confiance;2*r_1+2)/(2*Ibd_a_priori)	2	431903	=KHIDEUX.INVERSE(1-Confiance;2*(r_1+r_2)+2)/(2*(T_1+T_2))

$\lambda$ a posteriori
=KHIDEUX.INVERSE(1-Confiance;2*(r_1+r_2)+2)/(2*(KHIDEUX.INVERSE(1-Confiance;2*r_1+2)/(2*Ibd_a_priori)+T_2))

Il est cependant à noter que l'a priori peut se traduire en différents essais virtuels selon le nombre de pannes considéré. Ce nombre a pour effet de donner plus ou moins d'importance à l'a priori par rapport aux données observées comme le montre les courbes suivantes.



Données observées plus favorables que l'a priori ( $r_2 = 2$ ,  $T_2 = 431903$  heures)



Données observées moins favorables que l'a priori ( $r_2 = 2$ ,  $T_2 = 43190,3$  heures)

Ainsi il est possible de ne pas considérer de défaillance dans l'essai virtuel afin de donner le maximum de poids aux données observées, choisir une défaillance comme dans l'exemple précédent ou un nombre de défaillances égal à celui des données observées afin de donner un poids identique entre l'estimation et l'observation.

En ce qui concerne l'estimation en ligne de la fiabilité d'un satellite, il apparaît préférable de privilégier les données observées, qu'elles soient favorables ou défavorables, car elles ont été acquises dans les conditions réelles d'utilisation et d'environnement du satellite et ne sont pas issues d'un recueil de fiabilité toujours sujet à caution. L'essai virtuel est donc considéré sans défaillance.

Par ailleurs, l'actualisation des taux de défaillance d'une architecture peut s'opérer au niveau composant, équipement ou ensemble reconfigurable tel que le calculateur et l'unité d'interface d'entrée-sortie du satellite. 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 ci-dessous.

	Confiance : <input type="text" value="60%"/>			
	a priori	$r_2$	$T_2$	a posteriori
$\lambda_a$	6,00E-06	2	431903	5,43E-06
$\lambda_b$	5,00E-06	0	431903	2,42E-06
$\lambda_a + \lambda_b$	1,10E-05	2	431903	7,85E-06
$\lambda_{a+b}$	1,10E-05	2	431903	6,78E-06

Dans cette architecture de satellite, le bloc TM/TC ne peut être considéré globalement puisque l'émetteur fonctionne de manière intermittente en redondance froide alors que le récepteur est en redondance chaude de manière permanente.

### 3) Estimation de la fiabilité du satellite après huit ans en orbite

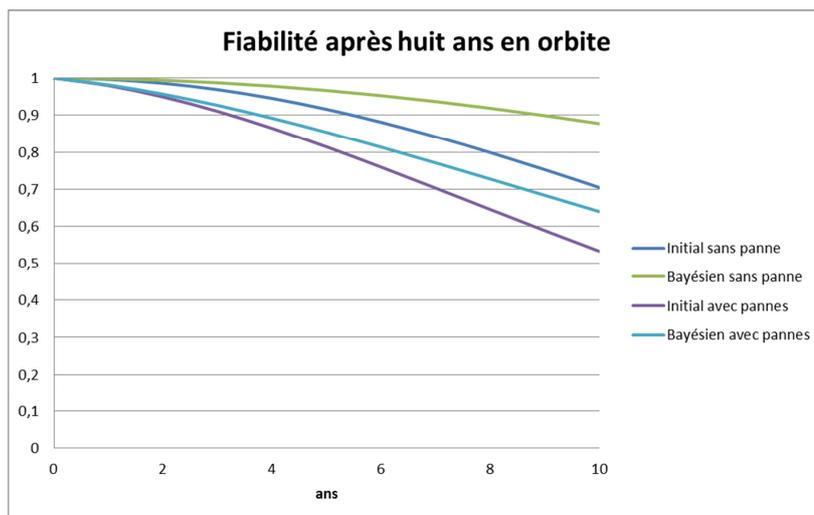
L'estimation de fiabilité est réalisée à nouveau ci-après en considérant les défaillances du satellite et en actualisant les taux de défaillances à partir de la durée de fonctionnement des équipements en orbites. Cette durée est de 15 ans (8 + 7) multipliée par le nombre d'équipement actif à bord pondéré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

A priori			A posteriori							
Taux de panne ON (fit)	Confiance : Durée de fonctionnement (hr)	60% Nb Pannes	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	20		série			0,99825454	
1700	13140	1	Emetteur TX	3663				10,00%		
1300	262800	0	Récepteur RX	947			947			
1470		0		1643		serie			0,86596244	
2400	131400	0	Calculateur + Interface I/O	1785		passive 1/2			0,98793116	
2000	131400	0	Senseur d'étoiles	1554		passive 1/2			0,99072611	
950	525600	0	Gyroscope	615		active 3/4			0,98463057	
1400	525600	0	Actuateur gyroscopique	776		active 3/4			0,97627541	
2100	131400	0	Navigation GPS	1614		passive 1/2			0,99003577	
900	10512	0	Propulsion	891		passive 3/4		2,00%	0,99952084	
1400	262800	0	Thermique	999		active 1/2			0,99298007	
80	13140000	0	Section Batterie	37		active 98/100			0,99557945	
90	13008600	1	Section GS	87		active 97/98			0,82847181	
5000	131400	0	Charge utile	2912		passive 1/2			0,97000209	
			\$ Satellite Bayésien avec pannes							0,63940482

Dans cet exemple, 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 du grand nombre d'entités embarquées.

### 4) Estimation de fiabilité avec ou sans défaillance

Les courbes suivantes donnent la fiabilité du satellite après huit ans en orbite en considérant les estimations initiales ou recalées par les techniques bayésiennes, avec et sans défaillance.



  
Estimation Bayésienne

Au-delà de la période de qualification, la fiabilité du satellite résulte du produit de cette fiabilité bayésienne avec celle liée aux phénomènes d'usure, obtenue à partir de l'ensemble des modèles de dégradation (voir TP n°51 pour celui d'une batterie d'accumulateur).