

Méthode de calcul de la fiabilité empirique des lanceurs

Calculation method for space launchers' empirical reliability

DAVEZAC Marie-Lou
CNES Centre Spatial Guyanais
Kourou
marie-lou.davezac@cnes.fr

MAHERBE Maxence
CNES Direction du Transport Spatial
Paris
maxence.malherbe@cnes.fr

Résumé — Cet article définit la méthode de calcul de la défiabilité des lanceurs sur la base d'échecs observés en vol, ci-après appelée « défiabilité empirique ». Par opposition à la fiabilité prévisionnelle basée sur des méthodes de calcul théoriques (standards avioniques, application de règles de design fluidiques et structurales, méthodologie pyrotechnique, etc.), la fiabilité empirique s'appuie sur des données a priori tirées du retour d'expérience des lanceurs comparables et sur des données a posteriori c'est-à-dire sur les données d'observation du lanceur étudié. Cette méthode a deux atouts principaux : elle s'affranchit du besoin d'avoir des entrées détaillées sur la conception du lanceur et elle reflète plus fidèlement la réalité, en captant des sources de défiabilité qui ne sont pas ou mal prises en compte par les méthodes de fiabilité prévisionnelle classiques, notamment les erreurs humaines, les dérives de production et les événements de niveau système lanceur. Ne cherchant pas à se soustraire à la démarche de défiabilité prévisionnelle utile et reconnue pendant le développement d'un produit, d'un sous-système ou d'un système de lancement, il est pertinent de faire appel à la défiabilité empirique dans les situations où le point de départ est l'utilisation de l'observé des lanceurs en vol (échec ou réussite) afin de se rapprocher le plus possible de la réalité.

Mots-clefs — lanceur, méthode de calcul, fiabilité empirique, retour d'expérience, méthode bayésienne.

Abstract — This article defines the calculation method for space launchers' reliability method based on observed in-flight failures. This reliability is called empirical reliability. As opposed to predictive reliability based on theoretical calculation methods (avionics standards, application of fluidic and structural design rules, pyrotechnic methodology, etc.), empirical reliability is based on a priori data drawn from feedback from comparable launchers and a posteriori data, i.e. observation data from the launcher under study. This method has two main advantages: it removes the need for detailed inputs on launcher design and it reflects reality more faithfully, by capturing sources of unreliability that are not or poorly taken into account by conventional predictive reliability methods, such as human errors, production drifts and launcher's system events. This method does not look for removing the predictive reliability approach, that is recognized during the development of a product, a subsystem or a launch system. Nevertheless, it makes sense to use empirical reliability in situations where the starting point is the use of in-flight launchers observations (failure or success), in order to get as close as possible to reality.

Keywords — launcher, calculation method, empirical reliability, feedback, Bayesian method

I. INTRODUCTION

Le secteur du transport spatial est aujourd'hui en pleine mutation. Sous l'influence du *Big Space*, de nombreux acteurs font leur entrée sur le marché des micro-lanceurs. Associés à ce mouvement, les acteurs institutionnels sont à l'initiative d'une forte politique de développement de nouveaux lanceurs répondant aux défis actuels du spatial (baisse des coûts, réutilisabilité, fabrication plus écoresponsable, etc.). Un de leurs objectifs est d'augmenter leur compétitivité face à des acteurs comme Space X qui s'impose sur le marché du transport spatial grâce à sa maîtrise du réutilisable et à sa cadence de lancement élevée.

Ces nouvelles tendances impliquent un accroissement du nombre de lancements ces dernières années. Malgré l'expérience acquise par les opérateurs de lancement via cette augmentation du nombre de lanceurs, le taux d'échec des lanceurs ne faiblit pas et **le nombre d'échecs lanceurs dans le monde reste supérieur aux calculs prévisionnels effectués par les opérateurs de lancement**. En effet, un micro-lanceur, conçu par une société de lancement nouvelle entrante, c'est-à-dire qui n'a jamais conçu de lanceur auparavant, affiche un taux d'échec de 80% sur son premier vol. Les lanceurs institutionnels européens ont

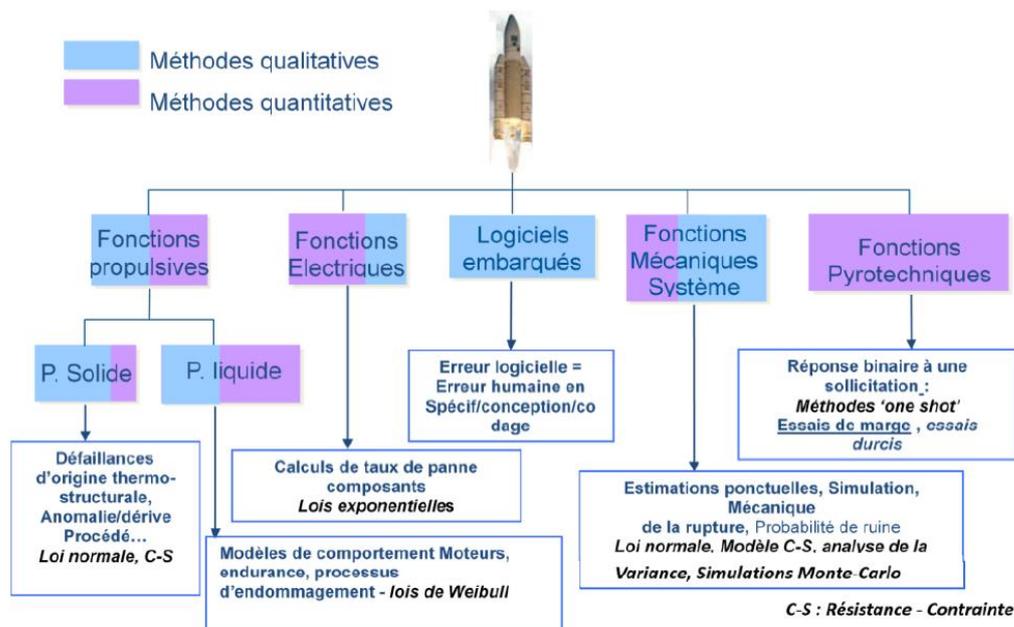
38 eux aussi subi des échecs lors de leurs premiers vols. Malgré l'expérience industrielle apportée par Ariane 4, les deux premiers
 39 vols d'Ariane 5 ont été des échecs. Le même constat est fait concernant Vega-C. Bien qu'ayant bénéficié du retour d'expérience
 40 industriel européen sur Vega et malgré la réussite de son premier vol, le lanceur a échoué lors de son second vol. Cela s'applique
 41 également au-delà des deux premiers vols, tout au long de la vie du lanceur. En effet, Vega a subi deux échecs en trois vols
 42 après avoir réussi quatorze vols consécutifs. Malgré tous ces constats, les opérateurs de lancement continuent de fournir des
 43 **fiabilités prévisionnelles optimistes** qui reflètent peu la réalité.

44
 45 Si la fiabilité prévisionnelle est adaptée pour piloter les activités de fiabilité pendant la phase de conception d'un système
 46 complexe, la construction d'une fiabilité au niveau lanceur par une méthode purement prévisionnelle présente des limites.
 47 La défiabilité prévisionnelle est le **résultat de l'agrégation de défiabilités caractérisées au niveau produit par des méthodes**
 48 **hétérogènes** (Figure 1) : utilisation de base de données (*US Department of Defense*, 1990), tests de fiabilité accélérée, essais
 49 durcis pour les équipements et interfaces pyrotechniques (Commission "Fiabilité" GTPS, 2012). Ces défiabilités sont
 50 principalement le reflet de l'effort de caractérisation des marges de conception, **s'appuyant sur des hypothèses figées bien en**
 51 **amont de l'exploitation** et souvent non remises en question après l'étape de qualification initiale (pas de mise à jour de la
 52 défiabilité). A titre d'exemple, l'impact des changements dans la chaîne d'approvisionnement (nouveaux fournisseurs,
 53 nouveaux procédés, traitement d'obsolescence, etc.) n'est pas systématiquement quantifié en terme de fiabilité. Ces méthodes
 54 n'incluent donc pas des sources de défiabilité comme :

- 55 • les erreurs humaines en conception comme le dimensionnement erroné suite à une mauvaise application d'une
- 56 méthode ou à une mauvaise modélisation des environnements induits et externes ;
- 57 • les erreurs humaines en production et en intégration comme une erreur ou un endommagement matériel durant
- 58 l'intégration ;
- 59 • les erreurs humaines en opération amenant à des causes de défaillance non détectées (comme la pollution).

60
 61 L'utilisation d'une **fiabilité dite empirique** compense ces faiblesses. En effet, les méthodes de calcul de la fiabilité empirique
 62 se basent sur les échecs observés en vol. L'ensemble des causes est mieux capté et ceci vol après vol. La fiabilité empirique est
 63 donc pertinente dans les situations où le point de départ est l'utilisation de l'observé des lanceurs en vol (échec ou réussite) afin
 64 de se rapprocher le plus possible de la réalité. Par ailleurs, l'arrivée de nouveaux systèmes de lancement au CSG (Centre Spatial
 65 Guyanais) renforce le besoin de fournir une fiabilité plus proche de la réalité. L'arrivée d'**Ariane 6** mi-2024 a nécessité le
 66 calcul de la fiabilité de son premier vol. Le **retour en vol de Vega-C** exige une mise à jour de sa fiabilité. Enfin, à travers le
 67 projet « **Accueil des micro-lanceurs au CSG** », le CSG souhaite, dans les années à venir, accueillir sur sa base de lancement
 68 des micro-lanceurs européens pour accroître son activité. **Ces différents besoins** ont engendré la construction d'une méthode
 69 de calcul globale et générique. Enfin, l'objectif était également de structurer et d'approfondir la réflexion déjà menée au sein
 70 du service de Sûreté de Fonctionnement de la Direction de Transport Spatial du CNES (Centre National d'Etudes Spatiales).
 71 En effet, le service fournit des courbes de croissance de fiabilité d'Ariane 5 et de Vega. Pour construire ces courbes, il utilise
 72 une approche empirique, via des modèles de type AMSAA ou *Army Materiel Systems Analysis Activity* (*US Department of*
 73 *Defense*, 1981) par exemple.

74



75
 76

Figure 1 : Estimation de la fiabilité lanceur sur la base de méthodes prévisionnelles qualitatives et quantitatives

77

78 Une proposition pour construire des fiabilités plus cohérentes de la réalité est de se baser sur le **retour d'expérience des**
79 **lanceurs ayant déjà volé**. Grâce à la **nette augmentation du nombre de lancements orbitaux** ces dernières années, le retour
80 d'expérience devient conséquent. Il peut donc servir d'outil pour le calcul de la fiabilité empirique. Les **méthodes bayésiennes**
81 présentent justement un modèle mathématique qui se base sur le retour d'expérience. Selon ces méthodes, la fiabilité lanceur
82 est construite à partir des **données d'observation du lanceur**, soit l'historique de ses échecs et de ses réussites, alimentées par
83 une **information a priori**, soit l'historique des échecs et réussites des lanceurs comparables au lanceur étudié. L'information *a*
84 *priori* est ainsi nourrie par le retour d'expérience constitué grâce à l'explosion du nombre de lancements orbitaux.

85
86 L'article se décompose en plusieurs parties :

- 87 • une présentation des modèles probabilistes et statistiques utilisés pour calculer la fiabilité lanceur (§II) ;
 - 88 • une présentation de la méthode de calcul de la fiabilité empirique incluant les hypothèses de travail et la construction
89 de l'*a priori* bayésien (§III) ;
 - 90 • une justification de la logique de calcul de la fiabilité empirique (§IV) ;
 - 91 • une présentation succincte des résultats sur différents cas d'application (§V) ;
 - 92 • un état des lieux des difficultés rencontrées et des approfondissements possibles de la méthode (§VI).
- 93

94 II. ETAT DES LIEUX DES METHODES STATISTIQUES DE CALCUL DE LA FIABILITE DES LANCEURS

95
96 Les méthodes de calcul de la fiabilité des lanceurs, selon une approche empirique, sont nombreuses et variées.

97 A. Approches issues du guide de la FAA

98
99 L'utilisation de modèles empiriques pour le calcul de la fiabilité lanceur est recommandée par l'agence américaine FAA
100 (*Federal Aviation Administration*). Dans le « **Flight Safety Analysis Handbook** » (FAA, 2011), elle définit une logique de
101 calcul de la fiabilité lanceur basée sur le retour d'expérience. Bien que la plupart des méthodes proposées dans ce guide n'aient
102 pas été retenues telles quelles pour la méthodologie finale, la logique générale a été conservée tout comme l'idée de construire
103 une base de données regroupant les premiers et seconds vols de tous les lanceurs depuis 1980 pour représenter le retour
104 d'expérience des lanceurs ayant déjà volé et ainsi alimenter l'information *a priori* nécessaire pour l'utilisation des méthodes
105 bayésiennes.

106
107 La première méthode présentée dans le guide et qui a servi de base aux réflexions menées dans le cadre de l'étude ne s'applique
108 que pour le calcul de la fiabilité des deux premiers vols. Elle suppose que la défiabilité suit une loi de Fisher.

109
110 Au-delà du deuxième vol, le guide présente une méthode de calcul qui se base sur la loi binomiale. Cependant, cette méthode
111 est applicable jusqu'au onzième vol uniquement. Elle n'est donc pas pertinente pour des projets demandant de calculer des
112 fiabilités après chaque vol lanceur et ce pendant toute la durée d'exploitation. Par ailleurs, les fiabilités atteintes via cette
113 méthode sont initialement très faibles et s'éloignent encore trop de la réalité. Enfin, le principal inconvénient de cette méthode
114 est qu'elle n'utilise plus le retour d'expérience disponible, soit l'historique des échecs et des réussites des lanceurs comparables.

115 B. Approches bayésiennes

116
117 Les méthodes présentées dans le guide de la FAA, notamment la méthode utilisant la loi Fisher, s'inspirent des approches
118 bayésiennes. Les méthodes bayésiennes sont principalement utilisées pour le calcul de la fiabilité lorsque le lanceur étudié n'a
119 pas encore beaucoup volé. Elles se basent, comme leur nom l'indique, sur l'application du **Théorème de Bayes**. En s'éloignant
120 des considérations purement mathématiques, **les méthodes bayésiennes partent du postulat que les prévisions de fiabilité**
121 **suivent une distribution probabiliste qui est proportionnelle aux observations, ici l'historique des échecs et des réussites**
122 **du lanceur étudié, et à une loi probabiliste a priori à définir**. La Figure 2 résume cette logique.

123
124 Une fois la loi *a priori* définie, la distribution *a posteriori* suivie par la défiabilité se construit suivant une **loi bêta de**
125 **paramètres α et β** définis en (1) et (2).

$$126 \alpha = \alpha_0 + n' \quad (1)$$

$$127 \beta = \beta_0 + N' - n' \quad (2)$$

128
129 Les paramètres α_0 et β_0 sont les paramètres de la loi *a priori*. Le paramètre N' représente le nombre de vols du lanceur étudié
130 et le paramètre n' correspond au nombre d'échecs du lanceur étudié.

131
132 La défiabilité lanceur \bar{r} est alors la valeur x pour laquelle la variable aléatoire X qui suit une loi bêta de paramètres α et β a
133 une probabilité n_C de ne pas la dépasser, i.e. $P(X \leq x) = n_C$, avec n_C le niveau de confiance souhaité.

134
135

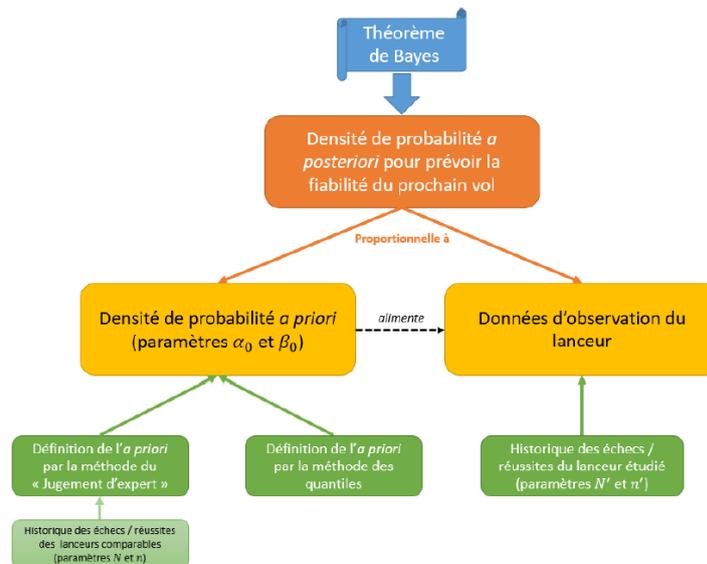


Figure 2 : Schéma explicatif de l'approche bayésienne

137
138

139 L'historique du lanceur étudié étant directement disponible, la difficulté principale reste la définition de la loi *a priori*. Cette
140 distribution peut être non-informative ou informative, c'est-à-dire qu'elle se base sur le retour d'expérience. Dans le cas des
141 distributions informatives, deux méthodes sont à distinguer afin de calculer les paramètres α_0 et β_0 .

142 Selon la **méthode du « Jugement d'experts »**, la loi *a priori* est définie à partir d'un jugement d'experts. Dans le cas des
143 lanceurs, ce « jugement d'experts » est assimilé au taux de succès des vols comparables (3) (4). Le paramètre N représente le
144 nombre de vols des lanceurs comparables au lanceur étudié et le paramètre n correspond au nombre d'échecs des lanceurs
145 comparables au lanceur étudié. La sélection des lanceurs comparables est subjective et se base donc sur un jugement d'expert.
146 Cette méthode s'applique davantage en début de vie du lanceur lorsqu'il n'y a pas encore beaucoup de données d'observation
147 propres au lanceur.

148 Quant à la **méthode des quantiles**, elle s'applique davantage en cours de vie du lanceur, pour passer d'une méthode de calcul
149 prédéfinie à une approche bayésienne. Elle permet de construire les paramètres α_0 et β_0 , utilisés par l'approche bayésienne, à
150 partir de la méthode de calcul prédéfinie. Ces deux paramètres reprennent indirectement l'information contenue dans la méthode
151 précédente pour constituer l'*a priori*. Ainsi l'historique accumulé au travers du calcul par la méthode prédéfinie est conservé.

152
153
154

$$\alpha_0 = n + 1 \quad (3)$$

$$\beta_0 = N - n + 1 \quad (4)$$

155 C. Approches de croissance de fiabilité accélérée

156

157 Au début de la vie du lanceur, il est nécessaire d'utiliser des méthodes de calcul de la fiabilité qui se basent sur un *a priori* fort,
158 c'est-à-dire qui se basent principalement sur l'historique des échecs et des réussites des lanceurs comparables. En effet, le
159 lanceur n'a pas encore beaucoup volé. Les approches bayésiennes présentées précédemment répondent tout à fait à ce besoin.
160 Toutefois, à partir d'une certaine phase de vie, les données d'observation du lanceur, soit l'historique de ses échecs et de ses
161 réussites, deviennent conséquentes et suffisantes. Il est donc possible d'utiliser des **modèles plus optimistes**, c'est-à-dire
162 proposant une **croissance de fiabilité accélérée** par rapport aux méthodes basées sur l'approche bayésienne classique. Ces
163 méthodes se basent davantage sur l'historique des échecs et des réussites du lanceur étudié et permettent d'atteindre des
164 fiabilités plus élevées plus rapidement. Ces méthodes sont actuellement utilisées au sein de la Direction du Transport Spatial
165 du CNES pour afficher les performances de fiabilité des lanceurs Ariane.

166

167 Le modèle de croissance de fiabilité accélérée le plus utilisé pour le calcul de la fiabilité est le **modèle AMSAA** (*US Department*
168 *of Defense*, 1981). Fondé uniquement sur les données d'observation du lanceur, ce modèle fait l'hypothèse que la fiabilité
169 mission croît continuellement au fur et à mesure de la vie du lanceur. Mathématiquement, le modèle AMSAA postule que le
170 nombre d'échecs cumulés au bout de N' lancements est régi par un processus de Poisson non homogène dont le taux d'échec
171 instantané varie avec N' selon une fonction de puissance de type Weibull. Ce modèle prend en compte la vitesse
172 d'apprentissage, soit la durée entre deux échecs (*Mean Time Between Failures*). Cette méthode ne peut être utilisée que lorsque
173 le critère de Cramer Von-Mises est respecté. Bien que le modèle AMSAA soit un des modèles les plus utilisés pour calculer la
174 fiabilité lanceur lorsque les hypothèses sont respectées, plusieurs arguments remettent en question son utilisation jusqu'à la fin
175 de vie du lanceur. Tout d'abord, faire l'hypothèse d'une croissance de fiabilité infinie a ses limites. En effet, malgré le gain
176 d'expérience accumulé par le lanceur au fur et à mesure de ses vols, notamment en cas de réussite, des méconnaissances

177 subsistent toujours. Par ailleurs, la méthode AMSAA ne peut être appliquée que si le lanceur a eu au moins trois échecs. En
178 raison de ces limites, le service Sûreté de Fonctionnement de la Direction du Transport Spatial avait mené une réflexion
179 concernant l'utilisation de cette méthode et avait proposé de **revenir à une méthode bayésienne** lorsque le critère Cramer
180 Von-Mises n'est plus respecté.
181

182 III. PRESENTATION DE LA METHODE

183 A. Construction de l'a priori bayésien

184 Afin d'utiliser les méthodes bayésiennes pour le calcul de la fiabilité empirique des lanceurs, une **base de données** a été
185 constituée pour rassembler le **retour d'expérience des lanceurs comparables** au lanceur étudié. Dans le guide de la FAA, le
186 retour d'expérience, et donc l'information *a priori*, est associé à l'historique des échecs et des réussites des premiers et des
187 seconds vols des lanceurs comparables. Cette hypothèse a servi de base à la construction de la base de données.
188

189 La base de données a été réalisée grâce à l'outil Excel. Elle se divise en deux grandes parties. La première partie rassemble
190 toutes les informations relatives au lanceur comme le nom du lanceur, le fait que le lanceur soit nouveau ou non, le nom de la
191 société de lancement, la qualification de la société de lancement, le type de lanceur, le type de propulsion, la structure générale
192 du lanceur (avec ou sans boosters) et le nombre d'étages. La seconde partie de la base de données rassemble les données
193 concernant les premiers et seconds vols de chaque nouveau lanceur identifié. Parmi ces données figurent :

- 195 • la date du vol ;
- 196 • pour chaque étage, il est précisé si c'est un échec ou une réussite, s'il n'a pas pu voler en raison d'une défaillance sur
197 un autre étage ou s'il n'était pas présent sur le lanceur à la base ;
- 198 • dans le cas d'un échec, il est précisé : la phase de vol, le système défaillant et la conséquence de la défaillance
199 (explosion sur nominale, neutralisation, pas de neutralisation, perte de la mission, orbite dégradée et destruction du
200 pas de tir).

201
202 La base rassemble plus d'une centaine de lanceurs, à la fois étatiques et industriels. Elle ne cesse d'être alimentée au fur et à
203 mesure que de nouveaux lanceurs entrent sur le marché.
204

205 Afin de faciliter l'utilisation de la base de données, une **interface utilisateur** permet de filtrer les différentes informations
206 relatives aux lanceurs et de recenser le nombre d'échecs et de réussites sur la mission ou par étage en fonction des données
207 filtrées. Les filtres permettent de constituer des échantillons de lanceurs comparables au lanceur étudié. Un lanceur peut être
208 comparable à un autre s'il possède le même type de propulsion, si la qualification de sa société de lancement est la même (*etc.*).
209 Les sorties principales de la base de données, qui servent ensuite à l'application des méthodes, sont le nombre de lancements
210 et le nombre d'échecs des lanceurs comparables (N et n).
211

212 La base de données permet de récupérer le **nombre de lancements ainsi que le nombre d'échecs relatif à l'échantillon de**
213 **lanceurs comparables** identifié pour le calcul de la fiabilité du lanceur étudié. Dans l'optique de faciliter la constitution de ces
214 échantillons, qui dépendent du lanceur étudié, de grandes **catégories** de lanceurs ont été constituées. Cela s'appuie également
215 sur le fait que les besoins identifiés (Ariane 6, Vega-C et Micro-lanceurs) sont suffisamment limités pour permettre d'avoir des
216 catégories types, réutilisables à chaque nouveau calcul. Chaque lanceur peut ensuite être classé au sein de l'une de ses grandes
217 catégories. Chacune de ces catégories répond à un critère de filtrage précis. Le Tableau 1 recense les trois catégories principales.
218 Au moins la moitié des vols comparables de chacune des catégories a lieu après 2000, ce qui assure de ne pas travailler sur des
219 données obsolètes. L'augmentation du nombre de lanceurs dans les années à venir pourra amener à identifier de nouveaux
220 besoins et à créer de nouvelles catégories.

221 B. Hypothèses de travail

222 1) Hypothèses de construction de la base de données

223
224 Afin de construire la base de données, plusieurs hypothèses ont été retenues. La base de données ne rassemble que les **premiers**
225 **et seconds vols des lanceurs depuis 1980**, en référence au guide de la FAA. De plus, les premiers et les seconds vols sont
226 souvent les plus décisifs en termes de mise en lumière des erreurs de conception et de dimensionnement. Ils semblent ainsi être
227 les plus déterminants en termes de retour d'expérience. En outre, la base de données ne comptabilise que les **vols orbitaux**, les
228 fusées sondes ne sont pas prises en considération vis-à-vis de notre besoin.
229

230 Dans la base de données, le paramètre de **qualification de la société de lancement** en « Expérimentée » ou « Nouvelle » est
231 le plus difficile à exprimer en raison de son caractère subjectif. C'est néanmoins, selon le guide de la FAA, un des paramètres
232 les plus importants pour différencier les lanceurs entre eux. Pour faciliter son attribution, il a été défini comme expérimentée
233 toute société de lancement qui a au moins conçu un lanceur ayant réussi à atteindre une orbite.
234

Tableau 1 : Détail des grandes catégories

Nom de la catégorie		Ariane 6	Vega-C	Micro-lanceurs
Détail des filtres		Expérimentée + Moyen ou Lourd + 2 ou 4 boosters à propulsion solide + Propulsion liquide pour les autres étages	Expérimentée + Mini ou Moyen + Etagement simple + Propulsion solide ou solide / liquide stockable + Vega	Nouvelle + Micro ou Mini + Etagement simple + Propulsion liquide
Taille de la catégorie	Nombre de vols (N)	29	22	23
	Nombre d'échecs (n)	4	4	12
	Nombre de vols (en ne gardant que les lanceurs après 2000)	11	11	23
Lanceurs les plus proches du besoin		Atlas V-521/421, Delta M+ et H-III	Kuaizhou-11 et Vega	Electron

236

237

238

239

240

241

242

243

244

245

246

247

248

249

250

251

252

Pour compléter la seconde partie de la base de données qui précise le résultat de chaque vol (échec ou réussite), il a fallu définir précisément la notion d'échec. Un **échec lanceur se produit lorsqu'un lanceur n'a pas réussi à atteindre l'orbite visée**. Les orbites dégradées sont ainsi des échecs. Toutefois, dans le cas des lanceurs semi-réutilisables ou réutilisables, les échecs sur les phases de retour ne sont pas considérés comme des échecs.

Grâce à l'interface utilisateur, les échecs sont également comptabilisés par étage. Pour simplifier la comptabilisation, l'hypothèse suivante est faite : **à un étage correspond une phase de vol**. Cela signifie que s'il y a un échec sur la phase de vol du premier étage mais que l'échec est dû à l'avionique contenue dans le troisième étage, l'échec est rapporté au premier étage.

Enfin, dans la base de données, il est précisé si le **lanceur est nouveau ou non**. Si le lanceur est conçu par une société de lancement qui n'a jamais conçu de lanceur, le lanceur est classé comme nouveau. À l'inverse, si le lanceur est conçu par une société qui a déjà conçu un ou plusieurs lanceurs, il faut s'interroger sur la phase de développement de ce nouveau lanceur. Une phase de développement d'au moins cinq ans, la mise en place d'une nouvelle organisation industrielle, la spécification de besoins système très différents de ceux spécifiés pour les lanceurs précédents de la société ou encore l'absence de prévision de ce lanceur dans le plan de développement d'origine sont autant d'indices de la présence d'une phase de développement conséquente, et donc d'un nouveau lanceur.

253

2) Hypothèses de construction de la logique de calcul de la fiabilité empirique des lanceurs

254

255

Afin de construire la logique, des hypothèses ont été retenues :

256

257

258

259

260

- **hypothèse 1** : en cas de réussite, la fiabilité du vol suivant doit être supérieure à celle du vol précédent ;
- **hypothèse 2** : il ne doit pas y avoir de fortes discontinuités au niveau de la courbe de fiabilité lorsqu'il y a un changement de méthode de calcul ;
- **hypothèse 3** : s'il n'y a pas eu d'échec depuis le début de la vie du lanceur, la fiabilité empirique doit atteindre un niveau de fiabilité suffisant au bout d'un certain nombre de vols.

261

C. Logique générale de calcul de la fiabilité empirique des lanceurs

262

263

264

265

266

267

La Figure 3 présente la logique à appliquer pour calculer la fiabilité empirique au cours de la vie du lanceur. A noter que les estimations de fiabilité présentées sont des **prévisions de fiabilité sur le vol suivant**, n'ayant pas encore eu lieu. Par exemple, la fiabilité du vol 3 est une estimation probabiliste de la fiabilité du vol 3, calculée après le vol 2 à partir des données d'observation du lanceur sur le vol 1 et sur le vol 2 et de l'information *a priori*.

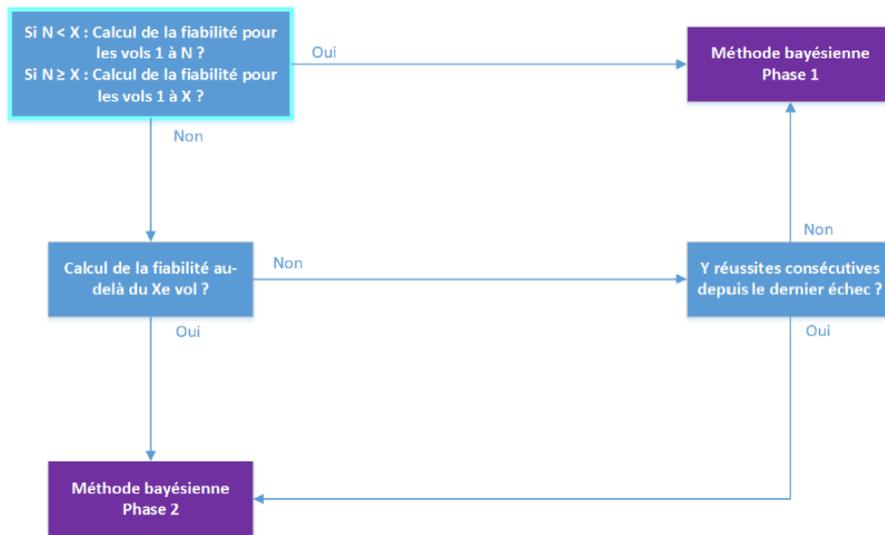
268

269

270

271

Pour une meilleure compréhension du logigramme, les blocs bleus correspondent aux questions à se poser pour déterminer quelle méthode statistique utiliser. Le bloc bleu entouré de bleu turquoise correspond au bloc de départ. Les blocs violets précisent les méthodes statistiques à appliquer.



*X : dernier rang de vol possible pour le passage vers la seconde phase de vie du lanceur
Y : critère minimale du nombre de réussites consécutives depuis le dernier échec pour le passage vers la seconde phase de vie du lanceur*

Figure 3 : Logique de calcul de la fiabilité empirique d'un lanceur

272
273

274 Du premier vol du lanceur au vol de rang N , le lanceur a peu d'expérience propre. Sa fiabilité est donc fortement influencée
275 par l'historique des échecs et des réussites des lanceurs comparables. Les modèles de type bayésien avec un *a priori* fort sont
276 ainsi privilégiés. La méthode retenue pour cette première phase de vie, dite « **Méthode bayésienne Phase 1** », s'inspire de
277 l'approche bayésienne présentée en §II.B. Cette approche a été complétée avec l'ajout d'un facteur de pondération k . Il paraît
278 en effet pertinent d'ajouter un paramètre pour pondérer le poids mis sur les données d'observation du lanceur. La « Méthode
279 bayésienne Phase 1 » se décompose donc de la manière suivante :

- 280 • la distribution *a priori* est construite à partir de la méthode « Jugement d'experts », selon une loi bêta de paramètres
281 α_0 et β_0 définis en (3) et (4). Une fois ces paramètres définis pour un lanceur donné, ils sont figés tout au long de la
282 vie du lanceur. Même si les paramètres N et n sont amenés à évoluer (si le nombre de lanceurs comparables
283 augmente), les valeurs qui auront été déterminées lors du calcul de la fiabilité pour le premier vol dudit lanceur seront
284 conservées jusqu'à la fin de la vie du lanceur. Ce choix est justifié par l'argument suivant : si les paramètres N et n
285 changeaient entre les différents calculs de fiabilité, l'*a priori* α_0 et β_0 changerait aussi entre les différents calculs. Il
286 serait alors impertinent de comparer ces différents calculs entre eux car basés sur des retours d'expérience différents ;
- 287 • la défiaibilité empirique suit une loi bêta de paramètres α (caractérisant le nombre d'échecs) et β (caractérisant le
288 nombre de réussites) définis en (5) et (6).

289 Le facteur de pondération permet de mettre plus ou moins de poids sur l'historique du lanceur étudié. L'hypothèse suivante est
290 faite : plus on avance dans la vie du lanceur, plus la confiance dans les données d'observation propres du lanceur grandit.
291 L'évolution du facteur est ainsi croissante. Ici, l'évolution retenue est une évolution de type exponentielle. Le facteur de
292 pondération k est figé au bout d'un rang de vol lanceur cohérent du nombre de vols des lanceurs comparables utilisés dans l'*a*
293 *priori* ou lorsque la fiabilité lanceur atteint un niveau suffisant de fiabilité. En effet, à partir d'un certain niveau de fiabilité, le
294 lanceur atteint une certaine maturité. Il n'est donc plus nécessaire de forcer le poids mis sur les données d'observation du
295 lanceur.

296
297
298
299

$$\alpha = \alpha_0 + k \times n' \quad (5)$$

$$\beta = \beta_0 + k \times (N' - n') \quad (6)$$

300 Dans une seconde phase de la vie du lanceur, l'expérience propre du lanceur devient suffisante. Sont ainsi envisagés des
301 modèles de croissance de fiabilité accélérée. Ces méthodes sont plus optimistes et privilégient les données d'observation du
302 lanceur. La méthode retenue pour cette seconde phase de vie, dite « **Méthode bayésienne Phase 2** », est une méthode de
303 croissance de fiabilité accélérée qui s'inspire de l'approche bayésienne. Le principe de la méthode est de réactualiser l'*a priori*
304 bayésien de façon à prendre moins en compte le retour d'expérience des lanceurs comparables. L'*a priori* (α_0 et β_0) est construit
305 à partir de la méthode des quantiles qui se base sur le point de fiabilité construit au rang du vol avant le changement de phase
306 de vie. La distribution *a posteriori* suit alors une loi bêta de paramètres α et β définis en (5) et (6) avec k qui suit une évolution
307 logarithmique. Le facteur de pondération est figé lorsque la fiabilité atteint le niveau défini pour figer le facteur en première
308 phase de vie. Si la fiabilité avait déjà atteint cette fiabilité lors de la première phase de vie du lanceur, le facteur est figé sur la
309 première valeur non nulle calculée à partir du rang du changement de phase de vie.

310
311
312

Pour pouvoir mettre en œuvre ce logigramme pour n'importe quel besoin, un outil Excel a été développé. Il permet de calculer la fiabilité empirique d'un lanceur pour n'importe quel rang de vol donné et n'importe quel retour d'expérience utilisé.

313 Deux raisons principales justifient le **passage d'un modèle bayésien avec un *a priori* fort à un modèle plus optimiste** qui
314 privilégie davantage les données d'observation du lanceur. Tout d'abord, au bout d'un certain nombre de vols, il est raisonnable
315 d'estimer que l'expérience propre du lanceur devient suffisante. La seconde raison est celle de dire qu'à partir d'un certain
316 nombre de réussites consécutives, le lanceur entre dans une « phase de croisière » et que les risques d'avoir des échecs sont de
317 plus en plus faibles. Il est ainsi envisageable de passer sur un modèle plus optimiste de fiabilité. On complète donc le premier
318 critère en ajoutant une contrainte de Y vols minimums réussis depuis le dernier échec. Dans le cas où le rang du dernier échec
319 du lanceur est tardif, un rang de passage maximum X est fixé pour éviter que le lanceur reste trop longtemps dans sa première
320 phase de vie. Même si le lanceur a des échecs dans sa seconde phase de vie, ceux-ci seront comptabilisés via la « Méthode
321 bayésienne Phase 2 ».

322

323

IV. JUSTIFICATION DE LA MÉTHODE

324

325 De nombreuses études de sensibilité ont permis de rejeter les méthodes qui étaient les moins adaptées ou les moins optimales.
326 A l'inverse, les méthodes conservées (« Méthode bayésienne Phase 1 » et « Méthode bayésienne Phase 2 ») ont été testées sur
327 des cas d'application afin d'être validées.

328

329 A. Justification via des études de sensibilité

330

331 Pour discriminer les différentes méthodes statistiques et ne retenir que les plus pertinentes pour la logique finale, des études de
332 sensibilité ont été réalisées. Elles ont permis de tester les méthodes sur différents scénarios de vie du lanceur (par exemple un
333 scénario de vie de type Ariane 5 avec des échecs sur les vols de rang 1, 2, 10, 14 et 97).

334

335 La méthode de la FAA utilisant **la loi Fisher** (§II.A) a par exemple été mise de côté. Semblable à l'approche bayésienne, elle
336 construit ses deux paramètres à partir de l'historique des échecs et des réussites des lanceurs comparables et donne des fiabilités
337 empiriques plus faibles que la « Méthode bayésienne Phase 1 ». Les écarts de fiabilité restant très faibles (de l'ordre de 2%), il
338 a été décidé de ne conserver qu'une seule méthode, l'approche bayésienne, qui peut s'appliquer au-delà du second vol.

339

340 Des études de sensibilité ont également permis de confirmer les **limites de la méthode AMSAA**, qui avait été envisagée comme
341 méthode principale pour la seconde phase de vie du lanceur. La première limite concerne le bond de fiabilité lors du changement
342 de phase de vie du lanceur. Ce dernier est en effet très conséquent, ce qui induit une forte discontinuité entre les deux méthodes,
343 difficilement justifiable. Par exemple, sur la Figure 4, dans le cas d'un scénario avec des échecs aux rangs 1, 5, 9 et 30, le bond
344 de fiabilité entre les deux phases de vie est de l'ordre de 10%. La seconde limite pratique concerne l'applicabilité de la méthode.
345 Même lorsque le nombre d'échecs du lanceur étudié est supérieur à trois, le critère de Cramer Von-Mises est difficilement
346 applicable. Le Tableau 2 montre les rangs de validité de la méthode AMSAA pour différents scénarios de vie du lanceur. Ces
347 calculs sont réalisés pour un lanceur de catégorie « Ariane 6 ». En rouge sont indiqués les scénarios pour lesquels le modèle
348 AMSAA n'est presque pas applicable et en vert ceux pour lesquels il est applicable sur au moins 20 vols. Ainsi, le modèle
349 AMSAA n'est applicable sur au moins 20 vols que pour deux scénarios sur huit.

350

351 Pour la **première phase de vie du lanceur**, celle où les données d'observation du lanceur ne sont pas encore suffisantes, il a
352 été décidé de choisir une approche bayésienne avec un *a priori* fort. La méthode retenue est celle qui pondère (en augmentant)
353 les données d'observation du lanceur. Une étude de sensibilité sur la fiabilité du premier vol a été réalisée pour confirmer que
354 cette méthode adoptait le bon comportement et donnait des résultats pertinents : plus le nombre d'échecs de lanceurs
355 comparables augmente, plus la fiabilité empirique du premier vol diminue. Concernant l'évolution du facteur de pondération
356 k , l'évolution retenue est **l'évolution exponentielle**. En effet, il paraît logique de dire que la fiabilité empirique est d'abord
357 principalement influencée par l'*a priori* des lanceurs comparables puis au bout d'un certain nombre de vols, cet *a priori* perd
358 de l'importance pour laisser la place rapidement aux données d'observation du lanceur.

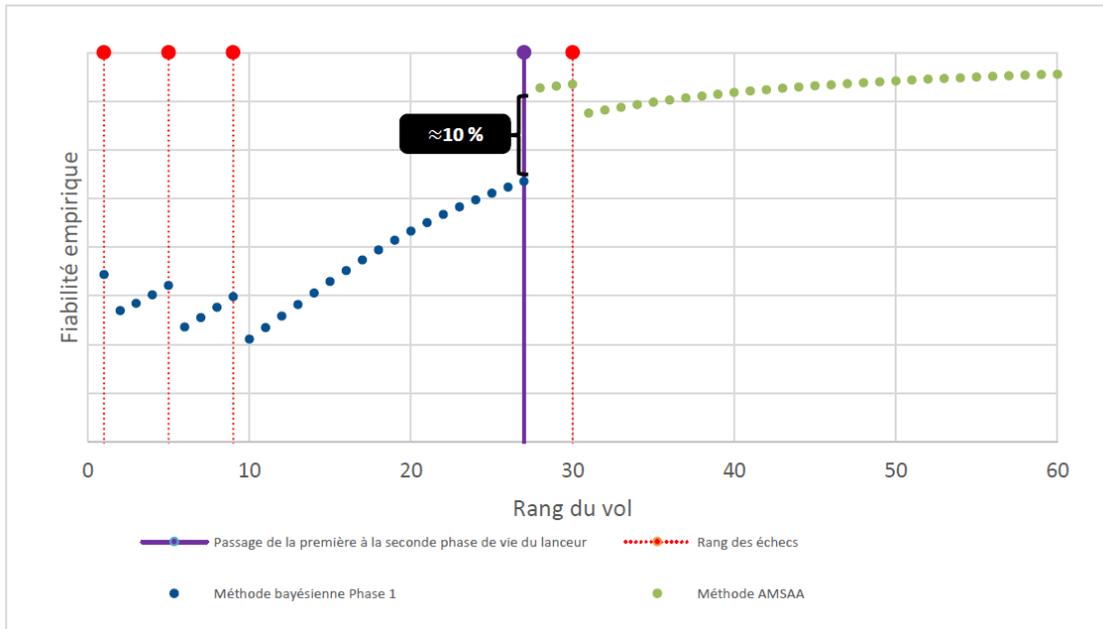
359

360 Concernant la **seconde phase de vie du lanceur**, la méthode qui a été retenue est une méthode bayésienne réactualisée. Pour
361 le facteur de pondération k , **l'évolution logarithmique** a été retenue car c'est celle qui représente le mieux le comportement
362 désiré ((7) avec i le rang du vol). Avec cette évolution, la fiabilité observe tout d'abord une croissance accélérée puis ralentit
363 pour atteindre une certaine maturité. La Figure 5 compare les fiabilités obtenues pour la seconde phase de vie du lanceur en
364 fonction de la vitesse de l'évolution logarithmique pour la catégorie « Ariane 6 ». Quelle que soit la vitesse de l'évolution,
365 le bond entre la « Méthode bayésienne Phase 1 » et la « Méthode bayésienne Phase 2 » est bien plus faible que celui observé avec
366 la méthode AMSAA. Plus la vitesse v est importante, plus la croissance de fiabilité se fait de manière accélérée. Toutefois,
367 pour les valeurs trop élevées, le seuil de fiabilité est atteint beaucoup trop tôt. Au contraire, lorsque les vitesses sont trop faibles,
368 la croissance de fiabilité est très faible et même ralentie en comparaison de celle observée pour la « Méthode bayésienne Phase
369 1 », ce qui ne correspond pas à l'objectif recherché. Il faut ainsi trouver un bon compromis.

370

371

$$k = v \times \ln(i) \quad (7)$$



373
374

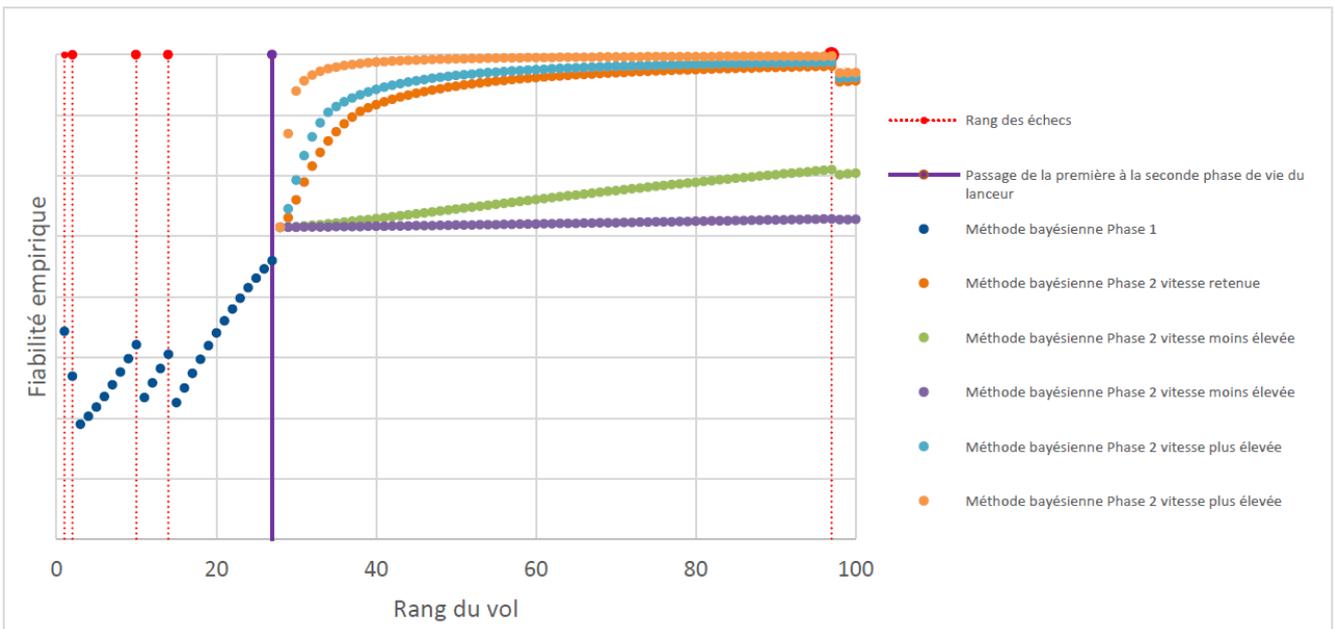
Figure 4 : Évolution de la fiabilité lanceur pour un scénario avec des échecs aux rangs 1, 5, 9 et 30 (catégorie « Ariane 6 »)

375

Tableau 2 : Validité du modèle AMSAA en fonction des scénarios de vie du lanceur

Scénario de vie du lanceur	Rangs des vols sur lesquels le modèle AMSAA est applicable
Type Ariane 5 : échecs aux rangs 1, 2, 10, 14 et 97	Valable du rang 11 au rang 85
Echecs aux rangs 4, 5 et 6	Valable du rang 7 au rang 10 avant le changement de phase de vie
Echecs aux rangs 4, 5, 6 et 13	Valable du rang 7 au rang 10 puis du rang 14 au rang 22, avant le changement de phase de vie
Echecs aux rangs 6, 9 et 12	Valable du rang 13 au rang 29
Echecs aux rangs 6, 9, 12 et 14	Valable du rang 15 au rang 24, avant le changement de phase de vie
Echecs aux rangs 10, 11 et 12	Valable du rang 15 au rang 24, avant le changement de phase de vie
Echecs aux rangs 2, 10, 11 et 12	Valable du rang 16 au rang 24, soit avant le changement de phase de vie
Echecs aux rangs 4, 10 et 15	Valable du rang 16 au rang 77

376



377
378
379

Figure 5 : Évolution de la fiabilité lanceur pour un scénario de type Ariane 5 en fonction des différentes vitesses de l'évolution logarithmique (catégorie « Ariane 6 »)

380 B. Justification via des cas d'application

381

382 Dans un second temps, des cas d'application ont permis de valider la logique. Une étude a par exemple **comparé les « taux de**
383 **succès » bruts obtenus par des lanceurs ayant déjà volé aux fiabilités empiriques obtenues via la nouvelle logique de**
384 **calcul**. Après comparaison des résultats, il y a tout au plus 6% de différence. La Figure 6 compare le taux de succès d'Ariane
385 5 avec la méthode de calcul de la fiabilité empirique. Il faut noter que les taux de succès sont affichés de la même manière que
386 les fiabilités empiriques. Le taux de succès du vol i représente la prévision du taux de succès pour ce vol i , calculé post vol
387 $i - 1$. De manière générale, la fiabilité empirique suit une tendance plus continue que le taux de succès qui est très variable.
388 Au changement de phases de vie du lanceur, les résultats obtenus sont globalement très proches. Durant la seconde phase de
389 vie, la fiabilité empirique a une tendance généralement plus optimiste que le taux de succès. Néanmoins, les deux courbes
390 tendent à se rejoindre vers la fin de vie du lanceur.
391

392

V. APPLICATION DE LA METHODE

393

394 La méthode a pu être mise en pratique sur des besoins très précis exprimés au sein du service de Sûreté de Fonctionnement de
395 la Direction du Transport Spatial.

A. Estimation de la fiabilité d'Ariane 6

397

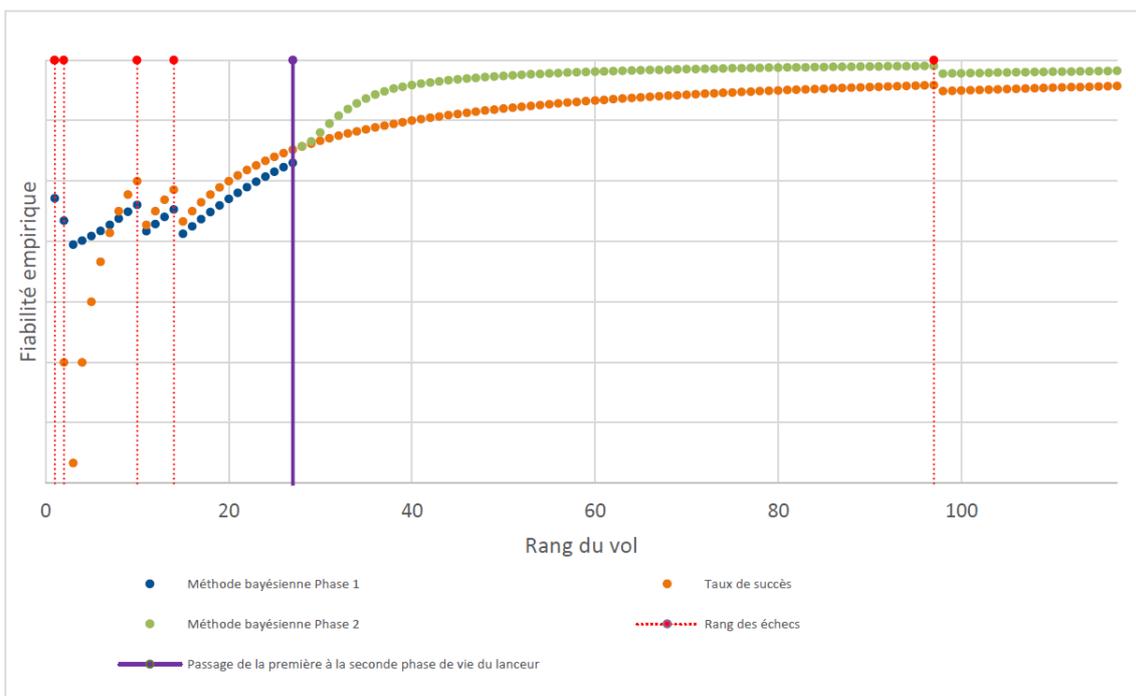
398 En prévision du premier vol d'Ariane 6, il a fallu estimer la fiabilité du lanceur via la méthode de calcul de la fiabilité empirique.
399 L'*a priori* bayésien utilisé se base sur la catégorie « Ariane 6 », qui permet de déduire $N = 29$ et $n = 4$. **La défiabilité**
400 **mission du premier vol est comprise entre 20% et 25%**. En effectuant une comparaison avec les lanceurs les plus semblables
401 à Ariane 6, les résultats sont cohérents avec la défiabilité obtenue : réussites sur les deux premiers vols d'Atlas V-521/421,
402 réussites sur les deux premiers vols de Delta IV-M+, échec sur le premier vol de H-III et réussite sur le second vol de H-III.
403

404 Pour estimer la fiabilité d'Ariane 6 sur le **long terme**, il a été supposé que le lanceur avait un scénario de vie similaire à celui
405 d'Ariane 5, soient des échecs sur les vols de rang 1, 2, 10, 14 et 97. Sur la Figure 7, les deux phases de la vie du lanceur sont
406 facilement repérables. Jusqu'au changement de phase de vie du lanceur, la tendance de la fiabilité lanceur est croissante et très
407 dépendante des échecs du lanceur. Sur la seconde phase de vie, la croissance de la fiabilité se fait de manière accélérée.

B. Estimation de la fiabilité des micro-lanceurs

409

410 Le projet « **Accueil des Micro-lanceurs au CSG** » s'inscrit dans la volonté du CNES d'ouvrir le port spatial guyanais à de
411 nouveaux opérateurs commerciaux. Afin d'augmenter son attractivité, le CSG a donc décidé d'accueillir des micro-lanceurs
412 sur sa base de lancement. Sept lauréats ont été déjà présélectionnés dans toute l'Europe, dont deux opérateurs français.
413



414

415 Figure 6 : Comparaison du taux de succès et de la méthode de calcul de la fiabilité empirique pour Ariane 5

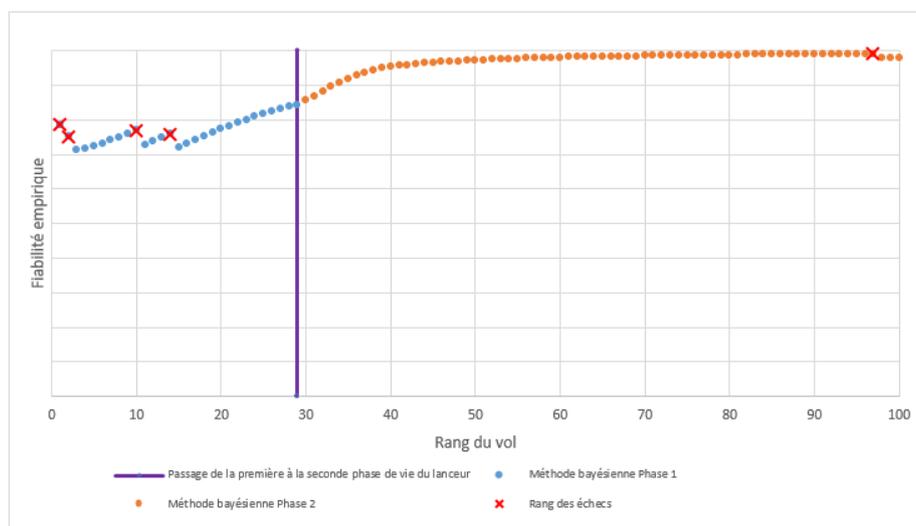


Figure 7 : Evolution de la fiabilité lanceur d'Ariane 6 selon un scénario de type Ariane 5

416
417

418 Dans le cadre de ce projet, la fiabilité des micro-lanceurs a été estimée. De façon à rendre pertinente cette étude pour le plus de
419 lauréats possibles, il a été décidé de se baser sur un micro-lanceur générique, représenté par la catégorie « Micro-lanceurs » qui
420 rassemble 23 lancements dont 12 échecs. Bien évidemment, cette catégorie générique ne peut pas représenter toute la diversité
421 des micro-lanceurs, certains étant davantage des nano-lanceurs avec des capacités d'emport en charge utile très faibles (en
422 dessous de 100 kg en orbite basse) alors que d'autres auront des hauteurs similaires à des lanceurs comme Ariane 5.
423

424 Sans surprise, **la défiabilité mission du premier vol est beaucoup plus forte** que pour la catégorie « Ariane 6 », comprise
425 entre 55% et 65%. Cette fiabilité très faible est cohérente avec les observations récentes : échecs sur les 1ers vols de Firefly
426 Alpha, RS1, Terran-1, Electron et Zhuque-2. La fiabilité a aussi été estimée sur le long terme, en supposant un scénario de vie
427 de lanceur similaire à celui d'Ariane 5, comme illustré sur la Figure 8 **Erreur ! Source du renvoi introuvable.**
428

429

VI. DISCUSSIONS ET PERSPECTIVES

430

431 La principale limite de l'approche de fiabilité empirique concerne la **nécessité d'avoir des données a posteriori**. Dans le cas
432 d'un lanceur n'ayant pas ou peu volé, les données des lanceurs comparables sont davantage utilisées ce qui rend la fiabilité
433 empirique des premiers vols d'un lanceur dépendante du contexte des autres lanceurs dans le monde. Il convient toutefois de
434 rappeler qu'une méthode d'estimation de la fiabilité, qu'elle soit prévisionnelle ou empirique, n'est pas une boule de cristal
435 pour prédire un échec. Elle vise à estimer le risque pris pour un contexte donné, pour y associer, en fonction des objectifs, des
436 mesures en diminution de risque par conception et en opération. Cet élément est à garder en tête notamment pour ne pas aller
437 chercher artificiellement une précision dans le calcul qui n'aurait aucun sens physique et aucun intérêt pour la prise de décision
438 associée au résultat comme le choix d'architecture, les limites opérationnelles ou bien l'effort qu'il faut conserver vis-à-vis des
439 essais systèmes et de bout en bout.
440

441

442 La logique générale (présentée en §III.C) a également été complétée en prenant en compte les **changements majeurs**. Dans la
443 perspective de construction de la logique, les différences de *design* sont pertinentes. En effet, si un lanceur subit un changement
444 majeur, sa fiabilité risque d'en être impactée puisque que le changement n'aura pas encore été testé en conditions de vol. Si le
445 changement est mineur, l'impact sur la fiabilité est négligeable, et cela n'est donc pas pris en compte dans les calculs de la
446 fiabilité lanceur. Il s'agit ainsi, pour chaque modification de configuration lanceur, de se demander si le changement est majeur
ou non. Par exemple, si on considère la filière Ariane 6 :

447

- 448 • la première configuration Ariane 62 est un nouveau lanceur. Le développement d'Ariane 6 est conséquent, se réalise plus de vingt ans après celui d'Ariane 5 et se base sur une nouvelle organisation industrielle ;
- 449 • la configuration Ariane 64 est considérée comme un changement majeur au niveau du premier étage : deux boosters P120C à propulsion solide seront ajoutés aux deux précédents ce qui permet de doubler la charge utile embarquée (de 10 tonnes en orbite basse à plus de 20 tonnes) ;
- 450 • la configuration Ariane 6 Block 2 est un changement majeur sur le premier étage. Les boosters P120 vont être remplacés par des boosters P160 pour augmenter les performances de 2 tonnes en orbite géostationnaire et de 4 tonnes en orbite basse. Toutefois, les changements opérés au niveau du deuxième étage (allègement de la structure du moteur Vulcain 2) et du troisième étage (modification du point de poussée du moteur Vinci) ne sont pas considérés comme des changements majeurs.

451

452

453

454

455

456

457

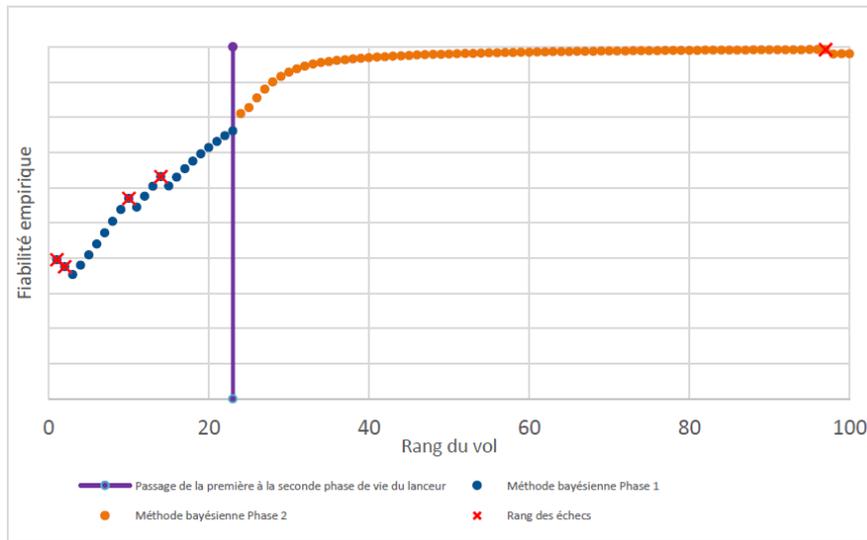


Figure 8 : Evolution de la fiabilité lanceur des micro-lanceurs selon un scénario de type Ariane 5

458
459

460 Seuls les premiers et seconds vols des lanceurs sont précisés dans la base de données. Il est légitime de s'interroger sur cette
461 limitation. Tout d'abord, ce choix s'inspire de la méthode proposée dans le guide de la FAA. En outre, la plupart des besoins
462 exprimés par le service de Sûreté de Fonctionnement de la Direction du Transport Spatial concerne des calculs de fiabilité
463 relatifs aux premiers ou seconds vols des lanceurs. Par ailleurs, élargir la base de données à des vols tardifs remettrait en
464 question la logique proposée. Au cours de la vie du lanceur, on cherche en effet à prendre de moins en moins en considération
465 le retour d'expérience des lanceurs comparables, d'où l'utilisation du facteur de pondération k dans la méthode. Ce choix de
466 limiter la base de données n'est néanmoins pas bloquant. Les futurs utilisateurs de la méthode peuvent bien évidemment **élargir**
467 **la base de données en fonction de leurs besoins**.

468

469 Actuellement, la méthode permet d'estimer la fiabilité empirique d'un lanceur sur l'entièreté de la mission mais également sur
470 chacun des étages du lanceur. Cette fiabilité calculée par étage considère que la fiabilité est constante tout au long de la phase
471 de vol de cet étage. Dans l'avenir, pour affiner les estimations de fiabilité sur des phases de vol bien spécifiques (phase
472 d'allumage du moteur de l'étage principal, rallumage du moteur de l'étage supérieur en phase orbitale, *etc.*) et donc intégrer
473 dans le calcul des phénomènes transitoires, il pourra être envisagé **d'affiner le décompte des échecs sur ces phases spécifiques**
474 au sein de la base de données. Cela permettrait notamment d'estimer plus précisément les risques sur les phases de vol critiques.
475

476

VII. CONCLUSION

477

478 La non-compatibilité des nouveaux besoins (Ariane 6, Vega / Vega-C et micro-lanceurs) avec les méthodes de calcul utilisées
479 actuellement au sein de la Direction du Transport Spatial du CNES a accéléré le processus de réflexion autour du
480 développement d'une nouvelle logique de calcul. Par exemple, le modèle AMSAA utilisé pour le calcul de la fiabilité d'Ariane
481 5 n'est pas souvent applicable et a montré ses limites.

482

483 Ne cherchant pas à se soustraire aux méthodes de calcul de fiabilité prévisionnelle classiques, **les méthodes de calcul de la**
484 **fiabilité empirique sont pertinentes dans les situations où le point de départ est la défaillance du lanceur**. Cette nouvelle
485 méthode a d'ores et déjà été appliquée à plusieurs besoins au sein de la Direction du Transport Spatial du CNES.

486

487

BIBLIOGRAPHIE

488

489 Commission "Fiabilité" GTPS (Octobre 2012). *Méthode statistique des Essais durcis. Recommandation pour obtenir et assurer la fiabilité*
490 *des produits pyrotechniques en conception*.
491 [https://www.gtps.fr/clients/www.gtps.fr/documents/docs/Documents_GTPS/Fiabilite/Document_Francais_Octobre_2012_Essais_Durcis_G](https://www.gtps.fr/clients/www.gtps.fr/documents/docs/Documents_GTPS/Fiabilite/Document_Francais_Octobre_2012_Essais_Durcis_GTPS11F.pdf)
492 [TPS11F.pdf](https://www.gtps.fr/clients/www.gtps.fr/documents/docs/Documents_GTPS/Fiabilite/Document_Francais_Octobre_2012_Essais_Durcis_GTPS11F.pdf)

493

494 Federal Aviation Administration (Septembre 2011). *Flight Safety Analysis Handbook*.
495 https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/Flight_Safety_Analysis_Handbook_final_9_2011v1.pdf

496

497 US Department of Defense (Février 1981). *MIL-HDBK-189: Reliability Growth Management*.

498 <https://www.dote.osd.mil/Portals/97/docs/TEMPGuide/MIL-HDBK-189C.pdf?ver=2019-12-27-180112-903>

499

500 US Department of Defense (Janvier 1990). *MIL-HDBK-217F: Reliability prediction of electronic equipment*

501

