



Point de vue de la Sûreté de Fonctionnement sur la maîtrise de la santé d'un lanceur à moteurs réutilisables

A Dependability & Safety viewpoint on the Integrated Vehicle Health Management of reusable liquid propulsion engines

AKBARALY Moïse
ArianeGroup
Vernon
moise.akbaraly@ariane.group

LE GONIDEC Serge
ArianeGroup
Vernon
serge.le-gonidec@ariane.group

GARNIER Thierry
ArianeGroup
Les Mureaux
thierry.garnier@ariane.group

1 *Résumé* — Dans le cas d'un lanceur réutilisable, dont l'objectif est de réduire les coûts de production récurrents et les impacts écologiques,
2 la réutilisation du premier étage rend le système de propulsion liquide plus complexe étant donné que la durée de vol est plus longue et que
3 les stress dus aux cycles moteurs (modulation de poussée, allumages et arrêts) sont répétés pour mener à bien une mission depuis le décollage
4 jusqu'à l'atterrissage. Ainsi, la nécessité d'avoir une connaissance avancée de la dégradation physique et de l'état de l'étage, du moteur et
5 des équipements durant un vol (traitement en temps réel) et après atterrissage (analyse post-vol) est un besoin vital dans le développement
6 des prochaines générations de lanceurs.

7 C'est dans ce contexte que l'« Integrated Vehicle Health Management » (IVHM), traduit par « Véhicule à gestion de santé intégrée », en
8 tant que démarche et concept, est un levier fondamental car participant à l'ingénierie et à la définition des exigences pour assurer la
9 sauvegarde, la réussite de la mission et la disponibilité du lanceur. Ce concept a également une incidence sur l'établissement d'une stratégie
10 de maintenance entre les vols, en particulier la maintenance conditionnelle voire prédictive basée sur l'état des moteurs à ergols liquides et
11 de la vie résiduelle estimée.

12 Cette communication rappelle en premier lieu un historique de l'évolution du Health Monitoring System (HMS) sur des véhicules
13 spatiaux. Puis, en regard des réglementations applicables et spécifications liées à la sécurité et fiabilité, les opportunités de l'IVHM sont
14 discutées dans un contexte de réutilisation de moteurs à propulsion liquide au sein d'une baie multi-moteurs. Enfin, ce document se termine
15 par des recommandations et perspectives de travail pour un développement futur de l'IVHM.

16 Mots-clefs — **Maintenance, Moteur à ergols liquides, IVHM, Réutilisable, Sûreté de Fonctionnement.**

17

18 *Abstract* — The liquid propulsion is the leading cause of launcher failures in the world. In the case of a reusable launcher, whose objective
19 is to reduce the recurring production costs and ecological impacts, the reuse of the first stage makes the liquid propulsion system more complex
20 as the flight time is longer and the engine cycle stresses (thrust modulation, ignitions and shutdowns) are repeated to successfully complete
21 the mission from take-off to landing. Thus, the need to have an advanced knowledge of the physical degradation and the health awareness of
22 the stage, engine and equipment during a flight (real-time processing) and after landing (post-flight analysis) is a vital need in the development
23 of future generations of launchers.

24 It is in this context that the "Integrated Vehicle Health Management" (IVHM), as an approach and concept, is a fundamental lever because
25 it participates in the engineering and definition of requirements to ensure the safeguard, mission success and launcher availability. This
26 concept also has an impact on establishing a maintenance strategy between flights, in particular conditional or predictive maintenance based
27 on the state of liquid propellant engines and the Residual Useful Lifetime (RUL).

28 This communication first recalls a history of the evolution of Health Monitoring System (HMS) on space vehicles. Then, according to the
29 regulations and specifications related to safety and reliability, a discussion on the opportunities of the IVHM is proposed by taking into
30 account a reusable liquid propulsion engines within a multi-engine bay. Finally, this document concludes with recommendations and work
31 paths for the future development of IVHM.

32 Keywords — **Maintenance, Liquid propulsion engines, IVHM, Reusable, Dependability & Safety.**

34 A. *Besoin*

35 L'avionique d'un lanceur classique de type *expandable* tel que la famille Ariane permet :

36 1. de répondre au besoin fonctionnel, c'est-à-dire de contrôler et surveiller les systèmes actifs (propulsion, contrôle de vol,
37 etc...) afin d'emmener des charges utiles sur l'orbite attendue par le client,

38 2. de répondre au besoin de sauvegarde vol défini par les textes réglementaires qui accompagnent la Loi relative aux
39 Opérations Spatiales (LOS).

40 L'avionique d'un lanceur réutilisable propulsé par des ergols liquides est plus complexe car elle nécessite la gestion d'une
41 architecture multi-moteurs contrôlés individuellement. En effet la notion de réutilisable, pour des atterrisseurs verticaux, impose
42 une modulation de poussée avec des moteurs régulés. Cette fonctionnalité permet de gérer la phase retour du premier étage,
43 depuis la séparation avec l'étage supérieur jusqu'à l'atterrissage.

44 Face à ces nouvelles fonctionnalités du système propulsif liquide, il est nécessaire de continuer à respecter les exigences
45 réglementaires de sécurité ainsi que les exigences de fiabilité et de développement durable :

- 46 • la conformité aux principes de sauvegarde au sol consistant à démontrer le respect du critère de la tolérance à la
47 double panne (Fail Safe/ Fail-Safe – (FS/FS)) vis-à-vis des risques catastrophiques,
- 48 • la conformité aux principes de sauvegarde au sol consistant à démontrer le respect du critère de la tolérance à la
49 simple panne (FS) vis-à-vis des risques majeurs,
- 50 • en champ proche, la conformité aux principes de sauvegarde en vol consistant à démontrer le respect du critère de
51 la tolérance à la double panne (FS/FS) vis-à-vis des risques catastrophiques afin de protéger les personnes au sol en
52 cas de retombée du lanceur entier ou en morceaux. Aussi, tous les moyens sol et bord concourant à l'application des
53 mesures de neutralisation doivent respecter le critère FO.
- 54 • en champ lointain, la conformité aux principes de sauvegarde au vol consistant à calculer par traitement probabiliste
55 le risque de dommages catastrophiques relatif au survol des terres et des surfaces maritimes par le point d'impact
56 avant satellisation.
- 57 • la conformité à la fiabilité requise du lanceur et du moteur réutilisable devant être, respectivement, au moins aussi
58 élevé en phase ascendante vol que celle spécifiée au lanceur ARIANE 5 et son moteur VULCAIN 2, cela pour
59 chaque vol.
- 60 • la conformité aux exigences de développement durable vis-à-vis :
 - 61 ○ des émissions de gaz non brûlé dans l'atmosphère durant les opérations de préparation du véhicule au sol
62 et durant le vol en phase ascendante puis en phase retour incluant l'atterrissage et la mise en sécurité de
63 l'étage inférieur,
 - 64 ○ la compatibilité du système à propulsion liquide à utiliser des ergols verts,
 - 65 ○ la réalisation de l'Analyse du Cycle de Vie (ACV), appelée en anglais *Life Cycle Assessment (LCA)* du
66 lanceur,
 - 67 ○ la mesure de gaz d'échappement issus de la combustion,
 - 68 ○ de l'écoconception, c'est-à-dire, la conception d'un système de propulsion liquide en prenant en compte
69 particulièrement l'impact sur l'environnement. Lorsque possible, la solution la plus respectueuse de
70 l'environnement doit être privilégiée.

71 Afin de répondre à ces différentes exigences, la conception de l'architecture lanceur et moteur de la fonction propulsive
72 nécessite de s'appuyer sur une stratégie de redondances et des stratégies de contrôles et surveillances adaptées dans la mesure
73 des coûts de développement et récurrents.

74 B. *Introduction à l'Integrated Vehicle Health Management*

75 Le système de surveillance et de gestion de l'état de santé intégré au véhicule spatial, ou encore appelé *Integrated Vehicle*
76 *Health Management (IVHM)*, ne se limite pas à la fonctionnalité de contrôle et surveillance du *Health Monitoring System (HMS)*.

77 En effet, en vol, son but est de permettre une évaluation rapide de l'état de santé, basée sur l'application en temps réel, associée
78 aux besoins fonctionnels du lanceur afin d'anticiper l'éventuelle défaillance ou de la gérer suite à son occurrence en déterminant
79 la criticité de l'effet et ainsi agir et ajuster les conditions de fonctionnement.

80 Le programme de la navette spatiale américaine a démontré que les coûts les plus significatifs vis-à-vis des opérations
81 proviennent de la remise en condition opérationnelle du lanceur entre les missions. À des fins d'optimisation de la maintenance
82 et ainsi de réduction des coûts, le système de surveillance de l'état de santé doit recueillir des mesures en vol concernant le
83 fonctionnement du moteur à l'aide d'un certain nombre de capteurs spécifiques, et stocker l'information sur un enregistreur de
84 bord ou l'envoyer à une station au sol par télémétrie. Ces données sont analysées après l'atterrissage par un logiciel de surveillance

85 de l'état de santé approprié pour valider les mesures, corréler les données, détecter les anomalies possibles et fournir un diagnostic
86 indiquant toute inspection spéciale requise voire au contraire toute inspection systématique non requise et estimant la durée de
87 vie restante des sous-systèmes et composants.

88 Les activités liées à la conception de l'IVHM reposent sur un activité d'ingénierie système, fonctionnelle et dysfonctionnelle,
89 dans l'objectif de spécifier des moyens permettant de gérer le flux d'information, de la collecte de données à la prise de décision.
90 L'émission des exigences fonctionnelles et de performances, appelées des *High Level Requirements* (HLR), sont orientées en
91 termes de sécurité et de disponibilité du système en fonction du profil de mission, de l'état de santé, du niveau d'autonomie et
92 enfin de l'architecture du lanceur.

93 Ces besoins sont déclinés et déployés vers les sous-systèmes (y compris les composants) pour avoir un système intégré
94 complet représentant le concept de gestion intégrée de la santé des véhicules.

95 Le système de surveillance de l'état de santé doit être en mesure d'effectuer un diagnostic en temps réel, de traiter les
96 avertissements de conditions de fonctionnement potentiellement dangereuses et de prendre des mesures correctives pour prévenir
97 un accident et limiter les dommages à l'équipement.

98 L'IVHM permet d'effectuer la supervision d'un processus en fonctionnement normal, qui tend à se complexifier en cas de
99 configuration multi-moteurs, ainsi qu'en présence de défaillances, avec différents outils et méthodes inclus dans les composants
100 matériels et logiciels.

101 Ces fonctions, méthodes et outils sont dédiés à la sécurité, aux besoins de Maintien en Condition Opérationnelle (MCO) et,
102 plus largement, à l'utilisation du *Health Aware Control* (HAC) conformément au besoin de *Automatic Fault Tolerant Control*
103 (AFTC), ce dernier point étant la partie essentielle du concept de gestion intégrée de la santé des véhicules. La HAC est définie
104 comme étant le contrôle en connaissance de l'état de santé et de dégradation du système à la différence de l'AFTC qui contrôle
105 en connaissant l'état de santé du système de contrôle lui-même.

106 Ainsi, plusieurs sujets associés à l'aspect système doivent être abordés afin de réaliser un HLR dédié et les règles de
107 conception associées :

- 108 1. Assurance et coordination de la mission et de la sauvegarde en vol : exécuter la mission conformément à l'état du
109 HMS Lanceur et à la phase de vol en cours.
- 110 2. Système de gestion de la santé : atténuer les scénarios de panne en fonction de leur criticité au niveau hiérarchique
111 (par exemple: lanceur, propulsion, composant, etc.) sur la base des paramètres suivants :
 - 112 a. Détection du défaut ou non, si oui possibilité de le localiser, et durée d'interruption maximale autorisée
113 (*Maximum Allowable Outage Time* : MAOT)
 - 114 b. Evaluation de la criticité de l'effet,
 - 115 c. Considération de plusieurs pannes en simultané,
 - 116 d. Prise de décision et gestion des conflits.
- 117 3. Gestion de la configuration des véhicules sur demande.
- 118 4. Maintenance inter-vols: la durée de vie utile restante, ou encore appelée *Remaining Useful Life* (RUL), est un
119 indicateur clef vers la *Maintenance, Repair and Overhaul* (MRO) pour optimiser la fiabilité du prochain vol et la
120 disponibilité du véhicule réutilisé.

121 La route de la préparation du futur de l'IVHM sur un véhicule spatial et moteur réutilisable nécessite une construction
122 progressive. Plusieurs développements de modules applicatifs doivent être engagés en parallèle selon les axes ci-dessous :

- 123 • Management et référentiel,
- 124 • Approches génériques,
- 125 • HMS Système électrique (ES-HMS),
- 126 • HMS Structures (SHM),
- 127 • HMS Lanceur (L-HMS),
- 128 • HMS Moteur (E-HMS),
- 129 • Détection de défaut, Isolation et Reconfiguration de capteurs (SFDIR).

130 Tous ces modules applicatifs doivent être conformes au HLR IVHM et leurs activités doivent être réalisées avec une
131 coordination technique HMS cohérentes entre-elles.

132
133

135 A. *Historique et retour d'expérience sur le contrôle et la surveillance dans le secteur du spatial européen*136 1) *Les grands projets ayant façonnés les évolutions du contrôle et de la surveillance*

137 Les premières réflexions relatives au diagnostic-santé démarrent au début des années 1990. Ces premières activités, orientées
 138 détection de défauts moteur, sont initiées à l'occasion du programme HERMES par les travaux sur le domaine délimité par une
 139 ellipse dont l'objectif consistait en la minimisation de capteurs tout en maintenant la fiabilité requise. Très vite se sont engagées
 140 de premières réflexions sur les techniques d'apprentissage sur la base de Réseaux Neuronaux Artificiels.

141 Par la suite, de nouvelles impulsions sont initiées début 2000 en lien avec différents programmes porteurs. A cette occasion,
 142 différentes activités méthodologiques et d'architectures ont appuyé le développement et évaluations de diverses solutions
 143 algorithmiques. Pour ce faire, deux programmes majeurs soutenus par l'ESA et le CNES ont contribué à monter en maturité
 144 autour de cette thématique indispensable dans le cadre de l'automatisation de l'exploitation des données d'essais et préfigurant à
 145 ce que devrait être le diagnostic/santé d'un lanceur réutilisable.

146 Ces activités ont porté sur :

- 147 • Les moyens : Processus, méthodes et outils de développement,
- 148 • L'ingénierie : Architectures et besoins fonctionnels,
- 149 • Le développement : Algorithmes et validations.

150 Les premières analyses sont menées sur les aspects fonctionnels et poursuivies ensuite sur les exigences. Ces projets ont
 151 permis de créer une plateforme associant l'architecture logicielle (Benoit, 2009) et matériels permettant un traitement structuré
 152 de l'information.

153 Un autre projet structurant a été celui s'inscrivant dans le cadre de la préparation d'un lanceur réutilisable avec un couplage
 154 fort d'une régulation et d'un monitoring appliqué sur une baie multi-moteurs. Ce projet est le « *Health Management Reusable*
 155 *Space Transportation* » (HM-RST), projet de type IVHM. Une illustration de ce couplage régulation et monitoring est visible
 156 dans l'article (Marcos, 2012).

157 2) *Retour d'expérience sur les approches et techniques de détection de défauts, fusion et prise de décision*

158 Après une pause autour de ces activités, celles-ci sont relancées dans le cadre de nouveaux projets liés à la réutilisation en
 159 France et en Europe.

160 La détection de défaut repose sur deux types d'approches qui se différencient par des stratégies basées soit sur de la
 161 connaissance soit sur les données.

- 162 • Approche dédiée à travers des détecteurs, focalisée sur un sous-système ou composant, tel que les turbomachines,
 163 les chambres de combustion et les vannes par exemple. Plusieurs études ont été menées au niveau des signaux
 164 vibratoires, tant par des approches traditionnelles que par des méthodes d'apprentissage.
- 165 • Approche globale, souvent connotée agnostique, au-delà des approches portées par les techniques d'apprentissage.

166 Les études relatives à l'utilisation de l'Intelligence Artificielle sont abordées dès 1996. Dans un premier temps, fin des années
 167 90, l'objectif était de vérifier s'il était possible de détecter un défaut sur le moteur VULCAIN en régime transitoire en temps réel.

168 Enfin, ces réflexions ont permis de contribuer aux avants projets *Human Rating* dont l'ARV « *Advanced Reentry Vehicle* »
 169 où les techniques de surveillance de l'ensemble propulsif avaient pour vocation d'assurer la sécurité des vols.

170 B. *Difficultés et verrous scientifiques*

171 Certaines contraintes techniques voire verrous scientifiques, mais aussi une prise de conscience progressive de l'intérêt du
 172 réutilisable, ont limité l'engagement dans le développement de l'IVHM.

173 En effet, la complexification des systèmes et des systèmes des systèmes nécessite une démarche d'ingénierie imbriquée
 174 reposant sur l'usage du MBSE pour *Model Based System Engineering* conjointement à une ingénierie de la sûreté de
 175 fonctionnement, basée également sur une approche modèle appelée MBSA pour *Model Based Safety Assessment*. Cette co-
 176 ingénierie doit se refléter dans le management des activités à travers le processus, la structuration des exigences et des règles
 177 applicables et enfin, l'architecture fonctionnelle et de couverture dysfonctionnelle.

178 En outre, plusieurs verrous méthodologiques et technologiques sont à lever :

- 179 • L'estimation de la durée de vie utile restante, qui couvre plusieurs domaines comme la mécanique pure et la thermo-
 180 mécanique, exige de convertir l'expression des différents paramètres physiques en estimation des compteurs
 181 d'endommagement,
- 182 • HUMS (Health Usage Monitoring System) doit permettre d'acquérir la connaissance de l'état de santé du système
 183 et sa dégradation à des fins, d'une part, de garantie d'une fiabilité minimale cible donnée en vol, d'autre part

184 l'optimisation de la maintenance post-vol et enfin, d'interaction temps réel entre la durée de vie utile restante
185 (incluant les compteurs d'endommagement) et les asservissements et surveillances à travers le HAC,

- 186 • Durant la phase de maintenance inter-vol, sur la base des données fournies par la HUMS, la capacité à localiser les
187 pièces à inspecter et/ou remplacer est indispensable dans l'optique d'atteindre la fiabilité requise pour le prochain
188 vol.

190 III. METHODOLOGIE

191 Ce chapitre présente l'interaction entre la surveillance, le contrôle, le fonctionnel et la sûreté de fonctionnement. De plus, il
192 aborde des thématiques liant les exigences de la sûreté de fonctionnement et le développement de l'IVHM. Il est à noter que nous
193 ne présenterons pas ici les architectures physiques telles que les systèmes de communication, électriques et hardware par exemple.

194 A. Interaction entre IVHM et la sûreté de fonctionnement

195 L'émergence d'un système lanceur réutilisable tend à rendre le système dans sa globalité ainsi que ses interactions matérielles
196 et logicielles de plus en plus complexes. L'implication des études de sûreté de fonctionnement dans l'ingénierie système, tant
197 dans la phase d'émission des exigences que dans la vérification de la conception, est ainsi d'autant plus justifiée. Plusieurs guides
198 (RTCA/EUROCAE, 2000), (SAE International, 2023) existants mentionnent explicitement l'interaction organisationnelle et
199 technique entre ces deux domaines qu'il est fondamental de prendre en compte dès le début du développement de l'IVHM.

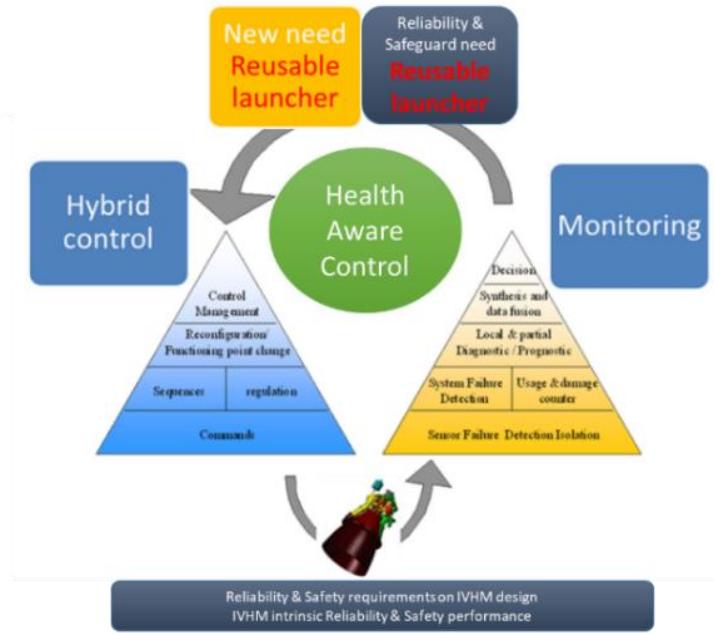
200 La Fig. 1 ci-dessous présente l'interaction à haut niveau entre la surveillance, le control, le besoin fonctionnel et la contribution
201 de la sûreté de fonctionnement. Le Health Aware Control est défini comme le contrôle en connaissant l'état de santé,
202 particulièrement celui de la dégradation du système. L'AFTC s'assure de la contrôlabilité du système connaissant les défaillances
203 dudit système. Ces deux points étant la partie essentielle du concept de gestion intégré de la santé des véhicules. L'AFTC, non
204 représenté sur le schéma ci-dessous, est transverse aux niveaux équipement, baie multi-moteurs et lanceur car la stratégie de
205 tolérance à la défaillance est différente selon les cas de panne rencontrés. Dans un contexte de lanceur et moteurs réutilisables,
206 les besoins fonctionnels liés à la fiabilité et la sauvegarde sont exprimés ci-après :

- 207 • Identifier les événements redoutés du moteur auxquels l'IVHM peut apporter de la robustesse en temps réel face aux
208 exigences de sécurité et fiabilité, et également en exploitation post-vol pour l'optimisation de la maintenance à des
209 fins de remise en condition opérationnelle et réutilisation,
- 210 • Caractériser les type(s) de phénomènes physiques de dégradation auxquels le composant ou l'équipement d'un
211 moteur est soumis,
- 212 • Estimer / évaluer la RUL en temps réel afin d'influencer sur une prise de décision optimale ainsi que post-vol afin
213 d'optimiser la maintenance inter-vol,
- 214 • Déterminer le niveau de criticité logiciel de l'IVHM et en assurer la fiabilité matérielle intrinsèque.

215 La décision peut prendre différentes formes et dépendre du système à contrôler. Par exemple:

- 216 • Un arrêt du système moteur,
- 217 • Une reconfiguration du système (redondance système moteur),
- 218 • Une adaptation des paramètres de la loi de contrôle,
- 219 • Une accommodation (modification de la structure de la loi de contrôle),
- 220 • Une nouvelle cible de fonctionnement système moteur,
- 221 • Un ajustement du seuil d'opérabilité,
- 222 • Une action de maintenance.
- 223 • Un changement d'objectif de mission lanceur, ...

Fig. 1. Processus Health Aware Control incluant la sûreté de fonctionnement



226

227 *B. Apport de l'IVHM vis-à-vis de la conformité aux exigences de Sûreté de Fonctionnement*

228 Ce chapitre met en avant les bénéfices de l'IVHM face aux objectifs de fiabilité, aux contraintes réglementaires en termes de
 229 safety en différenciant la fonctionnalité en « temps réel – online » et en « maintenance - off line ».

230 Les évènements redoutés pouvant survenir au sol, avant décollage et après atterrissage, et en vol, en phase ascendante et en
 231 phase retour, sont classifiés selon une matrice de gravité, au niveau système lanceur et distribués au système moteur afin
 232 d'assurer la cohérence des analyses. Le tableau Tab.I ci-dessous présente cette matrice de classification des gravités.
 233

234

TABLE I. MATRICE DE CLASSIFICATION DES GRAVITES

Catégorie	Description
Catastrophique (sol et vol)	Perte de vie humaine que ce soit de manière immédiate ou différée, blessures entraînant une invalidité permanente ou une atteinte irréversible à la santé publique.
Critique (sol et vol)	<ul style="list-style-type: none"> - blessures graves aux personnes mais ne constituant ni un danger de mort, ni un invalidité permanente, - une atteinte réversible à la santé publique, - dommages importants aux biens, par exemple : destruction totale ou partielle d'un site de lancement considéré comme une installation critique, destruction totale ou partielle de biens publics ou privés, - dommages importants à l'environnement, par exemple : tout effet néfaste sur l'environnement immédiat ou différé, irréversible, ou encore longuement durable, incluant par exemple la contamination de l'espace atmosphérique.
Majeur (vol)	Toute défaillance dont la conséquence peut directement engendrer une perte de la mission ou une dégradation majeure concernant l'objectif de la réussite de mise sur orbite du satellite, la réussite des phases de re-entrée, passivation, d'atterrissage, ainsi que la capacité à ne pas générer de débris orbitaux.
Mineur (sol et vol)	Toute défaillance dont la conséquence peut directement engendrer une indisponibilité, un report de lancement, une dégradation de la mission avec la possibilité de retour.

235

236 *1) Fiabilité, sauvegarde et robustesse en temps réel*

237 L'IVHM doit être capable d'évaluer la gravité d'une défaillance ou d'une dégradation pouvant mener à une défaillance afin de
 238 déclencher une ou plusieurs actions optimales et spécifiques à la défaillance. Cette fonctionnalité améliorerait la robustesse du
 239 système pour une meilleure probabilité à des fins d'assurance de la sauvegarde et de réussite de la mission.
 240

241 Exemple d'un cas d'application possible sur un moteur. L'architecture du moteur peut intégrer un système de détection de
242 vibration afin de détecter la dégradation à travers les changements des modes vibratoires. Il est ainsi possible de baisser en régime
243 voire arrêter le moteur endommagé avant défaillance du sous-système avec conséquence un évènement critique.

244 Enfin, dans la continuité de ses fonctionnalités en vol, l'IVHM pourrait contribuer à la justification d'autorisation à approcher
245 le véhicule des opérateurs au sol après atterrissage. Les opérations au sol pourraient recevoir des données du vol en temps réel
246 concernant la possible dégradation voire défaillance de sous-systèmes à travers les données traitées par l'IVHM afin de fournir
247 une visibilité au plus tôt de la performance du vol aux opérateurs au sol qui prépareraient les actions nécessaires à la remise en
248 sécurité du lanceur post atterrissage.

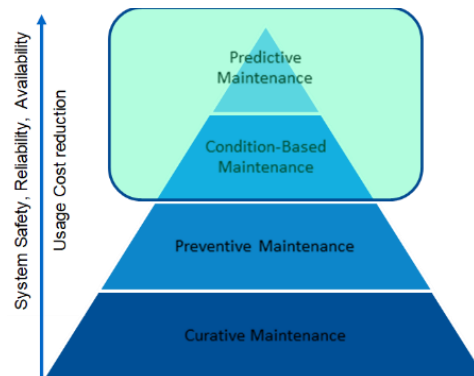
249 2) Optimisation des opérations de maintenance via la connaissance de l'état de santé du moteur après atterrissage

250 Les fonctionnalités de l'IVHM, c'est-à-dire le diagnostic, le pronostique et la gestion des cas dégradés de tous les systèmes du
251 lanceur et en particulier le système moteur participent à la prise de décision de remplacement ou inspection d'un équipement
252 identifié comme défaillant ou proche de la défaillance, permettant l'optimisation de la maintenance et réduction des coûts de
253 maintenance, Fig. 2.

254 La maintenance post-vol comprend :

- 255 • l'exploitation des données enregistrées en vol par l'IVHM afin d'en interpréter et identifier une tendance de dégradation,
- 256 • des inspections visuelles « selon état » pour compléter ou conforter les données de l'IVHM,
- 257 • des inspections internes systématiques, après chaque vol ou à intervalle de temps déterminé, pour vérifier l'intégrité des
258 équipements sujets à la fatigue, au vieillissement, à l'usure. Ces inspections sont effectuées sans dépose d'équipements
259 et sont donc contraintes par l'accessibilité.
- 260 • une maintenance préventive « selon état », à des fins d'inspection ou de remplacement, identifiée en fonction des
261 indications de diagnostic et pronostique fournies par l'IVHM sur la base des données enregistrées en vol et nécessitant
262 une dépose d'un équipement ou du moteur afin d'assurer la fiabilité du prochain vol. Toute la valeur ajoutée de l'IVHM
263 durant la maintenance est de savoir si un équipement inaccessible sans la dépose complète du moteur et dont la gravité
264 de l'effet est critique en cas de défaillance, nécessite réellement d'être inspecté et/ou remplacé engendrant ainsi des
265 coûts et une non disponibilité associés.

266 Fig. 2. Impact des types de maintenance sur les performances de sûreté de fonctionnement et réduction de coût.



267

268

269 a) Phénomène physique de dégradation sur les équipements d'un moteur réutilisable

270 Le document (MSFC/Rocketdyne, 1996) fournit une analyse concernant la vie d'un moteur réutilisable basée sur les moteurs
271 SSME de la navette spatiale américaine. Les informations suivantes sont montrées à titre indicatif uniquement afin de mettre en
272 avant la méthodologie et le type d'information pertinent dans l'objectif de caractérisation des phénomènes physiques de
273 dégradation.

274 Les points sensibles liés à la réutilisation concernent en majorité les sujets suivants :

- 275 • Tenue des parties mobiles : turbopompes et leurs constituants,
- 276 • Tenue des parties sous hautes pressions, ou soumises aux charges importantes (dynamique, thermique, et/ou
277 acoustique) : chambre de combustion, tuyère générateur de gaz, capacité haute pression, etc...
- 278 • Tenue des parties soudées : points de soudure,
- 279 • Tenue des liaisons : joints statiques,
- 280 • Tenue en fatigue : tuyauterie, vannes, électrovannes, détendeurs, soupapes, etc...

281 De l'allumage au sol à l'atterrissage, le système moteur ainsi que ces sous-systèmes et équipements sont soumis aux
 282 phénomènes physiques de la LCF (*Low Cycle Fatigue*) et HCF (*High Cycle Fatigue*). En effet, en fonctionnement, le composant
 283 une fois chargé peut entrer dans deux principaux régimes de fatigue :

- 284 • LCF : caractérisée par une forte amplitude thermomécanique (pression, effort, gradient de température froid à chaud)
 285 excédant la limite plastique du matériel.
- 286 • HCF : caractérisée par une faible amplitude de stress au sein de la plage de déformation élastique du matériau et
 287 sous un nombre important de cycles de charge.

288 Ces phénomènes de dégradation se produisent souvent sur des systèmes moteurs soumis à des transitoires de
 289 démarrage/d'arrêt (généralement LCF) et à un chargement mécanique en vol en phase stabilisée (généralement HCF). En général,
 290 sur un moteur à modulation de poussée, un point difficile est précisément la maîtrise du point de fonctionnement à faible poussée,
 291 spécifique à la phase d'atterrissage, car elle génère des transitoires de stress. Le tableau Tab.II ci-dessous est un exemple associant
 292 un sous-système ou équipement du moteur à une caractéristique de dégradation physique propre au matériel.

293 TABLE II. EXEMPLE DE PHENOMENE PHYSIQUE DE DEGRADATION PAR SOUS-SYSTEME OU EQUIPEMENT DU MOTEUR SSME

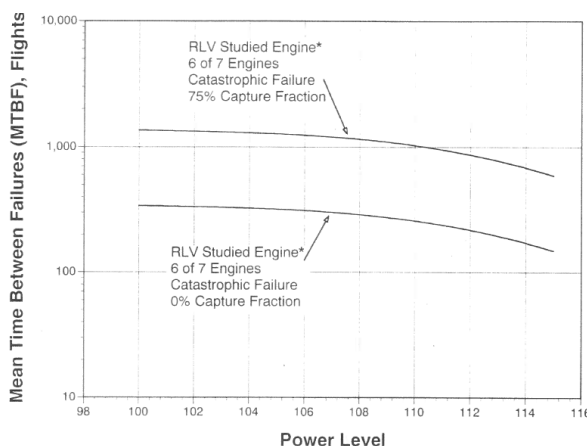
Sous-système, équipement	Facteur majeur limitant la durée de vie
Chambre de combustion	LCF
Pré-burner	LCF
Injecteur	HCF
Echangeur de chaleur	HCF, LCF
Tuyère	LCF
Vannes	HCF
Lignes chambre / tuyauterie	HCF
Pompes (basse et haute pression)	HCF
Turbines (basse pression)	HCF
Turbines (haute pression)	LCF, HCF

294

295 La connaissance des facteurs majeurs impactant la durée de vie du composant est une brique essentielle à la définition d'un
 296 système de surveillance et de gestion de l'état de santé intégré. En plus de la surveillance de l'état opérationnel du moteur
 297 (performance de poussée, rapport de mélange, débit masse, pression chambre, etc...), dans le but de détecter la dégradation au
 298 plus tôt (avant défaillance), l'état fonctionnel (température, vibration, etc...) et matériel (érosion, fatigue, crique, fissure et
 299 propagation, etc...) doivent être surveillés.

300 La Fig.3 (MSFC/Rocketdyne, 1996) indique l'influence de l'IVHM sur la fiabilité d'un lanceur réutilisable (en anglais RLV
 301 pour *Reusable Launch Vehicle*) multi-moteurs à travers la capacité à prévenir l'apparition d'un évènement catastrophique et
 302 prendre la décision d'arrêter le moteur défaillant. Le paramètre « % Capture Fraction », sur la figure ci-dessous, est défini comme
 303 le pourcentage de défaillances engendrant un évènement catastrophique pouvant être détectées par l'IVHM et dont un arrêt
 304 sécurisé du moteur n'impacterait pas le succès de la mission.

Fig. 3. Influence de l'IVHM sur la capacité à prévenir un évènement catastrophique grâce à l'arrêt moteur



305 *b) Le concept de la durée de vie utile restante*

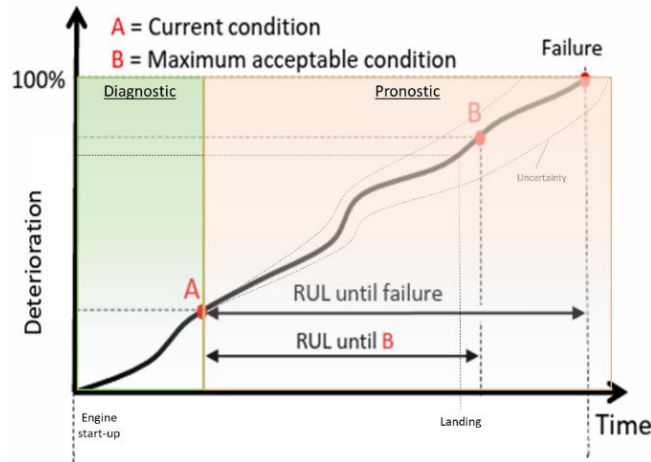
306 La durée de vie utile restante (RUL) s'applique sur les registres de la mécanique (machine tournante, structure,...), thermo-
 307 mécanique (combustion,...), et électronique. Selon (Dersin, 2023), la RUL se définit comme le temps pendant lequel un
 308 composant continuera à fonctionner sans défaillance, en sachant qu'il fonctionne déjà depuis un certain temps sans défaillance.

309 Cette notion se base sur l'hypothèse que la RUL dépend du temps car la santé d'un composant se dégrade au fil de son utilisation,
310 ainsi le temps restant jusqu'à défaillance tend à diminuer avec l'âge.

311 Les fonctions de la RUL sont structurées selon la nature physique du produit et peuvent être définies comme des fonctions de
312 monitoring en temps réel, soit par une approche analytique, donc basée sur la connaissance, soit par une approche basée sur les
313 données physiques.

314 De manière similaire à la figure 4 de (SAE International, 2016), ce concept peut être représenté par la Fig. 4 suivante :

Fig. 4. Représentation graphique de la durée de vie résiduelle utile



315 La durée de vie résiduelle utile est également fondamentale pour l'élaboration de toute politique de maintenance prédictive.
316 En effet, la maintenance prédictive vise à prévenir les défaillances à effet(s) inacceptable(s) en détectant les mécanismes de
317 défaillance naissants, la tendance de dégradation et en prenant des mesures de maintenance avant qu'elles n'entraînent une
318 défaillance affectant la réussite du prochain vol. Un avertissement peut être défini lorsque le composant entre dans un état dégradé
319 nécessitant une maintenance.

320 3) Optimisation des opérations afin de limiter l'impact sur l'environnement

321 ArianeGroup a la volonté d'agir face aux enjeux environnementaux, climatiques et de décarbonation, en particulier sur les
322 émissions haute atmosphère sans attendre la définition d'éventuelles règles internationales. Pour cette raison, ArianeGroup
323 intègre sur ses nouveaux projets dès les premières phases, la démarche d'éco-conception, notamment à travers l'Analyse du
324 Cycle de Vie (ACV) (Miraux, 2022) qui est à ce jour la méthode la plus rigoureuse pour quantifier l'impact environnemental
325 d'un produit. Dans un contexte spatial qui tend vers une hausse des cadences de lancements, les premières études s'intéressant
326 aux impacts de la réutilisation de lanceurs et de moteurs montrent une influence bénéfique concernant la diminution de
327 l'utilisation des ressources (matériaux, économie d'énergie, etc...) dans le cadre de la production (Miraux, 2022).
328 La conformité à la réglementation « Enregistrement, évaluation, autorisation et restriction des substances chimiques » (REACH
329 en anglais) du système lanceur est une spécification définie par le client et cascadée tant au maître d'œuvre qu'aux sous-
330 contractants et fournisseurs. Enfin, les standards European Cooperation for Space Standardization (ECSS) devraient être mises
331 à jour pour prendre en compte les contraintes environnementales appliquées secteur du spatial.

332 Il est difficile à ce jour d'évaluer la contribution de l'IVHM sur la réduction de l'empreinte environnementale d'un lanceur
333 réutilisable. Néanmoins, voici quelques propositions préliminaires de sujets auxquelles l'IVHM pourrait prétendre à contribuer :

- 335 • Améliorer la connaissance et récolter des données en vol permettant de caractériser des résidus de combustion (quantité
336 de particules, suies, émises) pour les ergols liquide, que ce soit en sortie de la tuyère ou en interaction avec l'atmosphère
337 en queue de poussée,
- 338 • A l'image des exigences de fiabilité vis-à-vis de la réussite de la mission, fiabiliser et améliorer la robustesse de la phase
339 de désorbitation et rentrée en haute atmosphère afin de réduire la présence de débris spatiaux.
- 340 • Surveiller et contrôler le rejet d'ergols non brûlé en fonctionnement nominal lors de la phase de mise en froid, à travers
341 la re-liquifaction ou l'utilisation d'une torche.

342

Une architecture fonctionnelle d'un IVHM moteur préliminaire a été proposée (Colas, 2019). L'architecture globale de l'IVHM repose sur plusieurs niveaux. Le niveau du système lanceur : correspond à l'autorité de haut niveau afin principalement de permettre la gestion des séquences de vol et les fonctions de Guidage, Navigation et Contrôle (GNC). Il est chargé de générer des commandes de poussée et d'orientation de poussée vers tous les moteurs de la baie. Une correction en temps réel de la commande du rapport de mélange consommé par la baie multi-moteurs est effectuée afin de gérer un épuisement optimal d'ergols dans les réservoirs durant le vol. Après la séparation du 1^{er} étage, et donc déconnection avec l'autorité de haut niveau, ces fonctions sont gérées par l'étage seul grâce à son propre ordinateur de bord. Il gère le profil de mission en fonction de la disponibilité de l'étage.

- Le niveau de l'étage associé à sa baie multi-moteurs : ce niveau est une conséquence à l'augmentation de la complexité de l'architecture à plusieurs moteurs à propulsion liquide. Il est principalement responsable de la division de la commande de vecteur de poussée globale (magnitude et orientation) venant du niveau du système lanceur et distribué vers des ordres élémentaires envoyés à chaque contrôleur électronique d'un moteur et à chaque contrôle de vecteur de poussée de moteur (*Thrust Vector Control* ou TVC). À ce niveau, la cible de ratio de mélange global fournie par l'autorité de haut niveau est également répartie entre les moteurs.
- Au niveau du moteur : la boucle de contrôle du point de fonctionnement est effectuée par chaque contrôleur, ainsi que la détection d'anomalies et le traitement en temps réel et local du HMS afin de limiter la propagation de défaillances et anticiper et/ou éviter les événements redoutés. En effet, certaines défaillances nécessitent une réactivité élevée et doivent conduire à une action de récupération locale rapide avant d'en informer les niveaux supérieurs. À ce niveau, les paramètres efficaces sont mesurés et traités pour une diffusion *bottom-up* (remontée d'information) et utilisation à tous les niveaux.

Pour chaque moteur, en utilisant les informations disponibles (temps de fonctionnement, mesures de pression, vitesse de rotation, température ou vibration), un indicateur de dommage, appelé également compteur d'endommagement, est calculé. L'indicateur de dommages peut être établi sur la base du calcul des dommages individuels défini pour chacun des équipements (ou sous-systèmes) du moteur et ainsi être une donnée d'entrée pour l'estimation de la RUL de l'équipement ou sous-systèmes.

L'objectif est de contenir le point de fonctionnement dans son domaine limite avec une marge suffisante vis-à-vis du risque de défaillance. Cependant, en cas de prédiction d'une potentielle défaillance, la fonction de commande moteur peut être basée sur deux stratégies :

- Approche *Top-down* : le moteur demande au niveau supérieur d'abaisser son point de fonctionnement pour maîtriser sa dégradation en envoyant un drapeau indiquant son statut. Le niveau supérieur envoie ainsi un abaissement du point de fonctionnement du moteur défaillant et ajuste les points de fonctionnement des autres moteurs de la baie afin de maintenir la poussée totale requise.
- Approche *Bottom-Up* : le moteur baisse en régime en local et informe le niveau supérieur par un drapeau indiquant que le domaine de fonctionnement du moteur a été restreint, et un deuxième drapeau indiquant son coefficient d'efficacité, c'est-à-dire le rapport entre la poussée requise et la poussée actuelle.

Différentes solutions d'architecture existent afin de rendre le système électrique conforme aux exigences de fiabilité (FO – *Fail Operational*). La plupart des systèmes électriques des lanceurs continuent de dépendre de la redondance de chaque sous-système (bus de communication, ordinateurs, électronique de puissance, moteurs électriques, etc.). Néanmoins, un compromis entre la redondance de tels équipements ou sous-systèmes et un moteur à faible coût doit être effectué en tenant compte d'une meilleure estimation de chaque probabilité des scénarios de défaillance, afin de choisir les stratégies les moins coûteuses à chaque niveau.

V. CONCLUSION ET PERSPECTIVES

Quelques réflexions consacrées aux sujets de la sûreté de fonctionnement au sein du développement de l'IVHM sont illustrées dans le présent document. Ces éléments alimenteront la feuille de route de Recherche & Développement pour les années à venir et éventuellement des plans de développement d'un lanceur et moteur réutilisable. Le tableau Tab.III suivant synthétise les recommandations à haut niveau et les axes de travail sur les aspects de la sûreté de fonctionnement.

TABLE III. SYNTHÈSE DES RECOMMANDATIONS SÛRETÉ DE FONCTIONNEMENT ET PERSPECTIVES DE TRAVAIL POUR LE DÉVELOPPEMENT D'UN IVHM

Thématique	Description
IVHM, au cœur de l'ingénierie fonctionnelle et dysfonctionnelle	Il est fondamental que le développement d'une technologie IVHM sur les futurs lanceurs s'établisse sur la base d'une cohérence et compréhension commune de l'ingénierie système et l'ingénierie sûreté de fonctionnement.
Principe d'indépendance des fonctions IVHM et avioniques	Afin qu'une défaillance de l'IVHM ne vienne impacter les fonctionnalités avioniques (notamment la chaîne fonctionnelle de localisation du lanceur) requises pour la réussite du vol, ces deux systèmes seraient aussi indépendants que possible (traitement de données et la puissance séparé/ségré) en sachant néanmoins qu'ils auraient en commun certains capteurs et que l'IVHM nécessiterait d'avoir également un contrôle sur la commande de poussée.

Thématique	Description
Caractérisation de la dégradation physique fonctionnelle et matérielle.	L'IVHM doit être conçu sur la base de la connaissance de la dégradation physique fonctionnelle et matérielle (LCF, HCF) dont des nouveaux critères sont potentiellement à identifier. La connaissance et les données disponibles sur la dégradation physique des sous-systèmes, équipements en phase retour étant encore limitées, une acquisition de données en phase d'utilisation sera nécessaire pour améliorer l'IVHM.
Estimation de la gravité et conséquence(s) en temps réel	L'IVHM doit être capable d'identifier la gravité d'une défaillance et conséquence(s) afin de prendre la décision la plus optimale. L'IVHM doit être capable de gérer la dégradation simultanée des composants et équipements en temps réel afin de prévoir les combinaisons de pannes et conséquence(s).
Estimation de la RUL	L'IVHM doit être capable d'estimer / évaluer la RUL pour des besoins en vol (réussite mission) et post-vol (optimisation de la maintenance).
Stratégie de tolérance à la panne dans une configuration multi-moteur	L'IVHM, face à une défaillance ou potentielle défaillance sur un moteur, doit mettre en place une stratégie de robustesse en prenant en compte les actions possibles au niveau local système moteur mais également au niveau de la baie multi-moteurs et de l'étage.
IVHM et sauvegarde sol post atterrissage	L'IVHM doit être une aide à la décision à la sauvegarde au sol afin d'autoriser les opérateurs à approcher le lanceur après atterrissage.
IVHM et maintenance	Durant la phase de maintenance inter-vol, l'IVHM doit permettre de localiser et statuer sur un équipement dégradé ou défaillant. Par exemple : statuer sur le besoin d'inspection et/ou remplacement d'un équipement localisé comme étant inaccessible sans la dépose complète du moteur, et dont la gravité de l'effet est critique en cas de défaillance, engendrant ainsi des coûts et une non disponibilité associés.
DéTECTABILITÉ	Le pourcentage de défaillances engendrant un évènement catastrophique et critique détectable par l'IVHM et dont la prise de décision permet d'éviter l'apparition de l'évènement devra être spécifié et démontré.

390

391

REFERENCES

392

393

394

395

396

397

398

399

400

401

402

403

404

405

406

407

408

- [1] Benoit, S., Bornert, P., Le Gonidec, S., Supié, P. (2009). A diagnostic demonstrator: a platform for the evaluation of real time diagnostic data dedicated to space engines, *Conference of the Society for Machinery Failure Prevention Technology*.
- [2] Colas S., Le Gonidec S., Saunois P., Ganet M., Rémy A., Leboeuf V. (2019). A point of view about the control of a reusable engine cluster, *8th EUCASS*. DOI: 10.13009/EUCASS2019-234
- [3] MSFC/Rocketdyne. (1996, août). *Rocket Engine Life Analysis, Task Final Report*. Advanced Transportation System Studies, Technical Area 3, Alternate Propulsion Subsystem Concepts. NAS8-39210, DCN 1-1-PP-02147.
- [4] Dersin, P. (2023). *Modeling Remaining Useful Life Dynamics in Reliability Engineering*. CRC Press. DOI: 10.1201/9781003250685.
- [5] Marcos A., Penin L., Le Gonidec S., Lemaitre A. (2012). HMS Control-Interaction Architecture For Rocket Engines, *AIAA Guidance, Navigation, And Control Conference, Vol. AIAA (2012-4679)*, DOI:10.2514/6.2012-4679.
- [6] Miraux, L. (2022, 18-22 septembre). Parametric Life Cycle Assessment of a Space Launch Service Based on a LOx/Biomethane Semi-reusable Launcher. 73rd International Astronautical Congress (IAC), Paris, France.
- [7] RTCA/EUROCAE (2000). *DO-254 / ED-80 Design assurance guidance for airborne electronic hardware*.
- [8] SAE International (2016). *ARP6803 IVHM Concepts, Technology and Implementation Overview*.
- [9] SAE International (2023, décembre). *ARP4761A/EUROCAE ED-135 Guidelines for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Aircraft, Systems, and Equipment*.