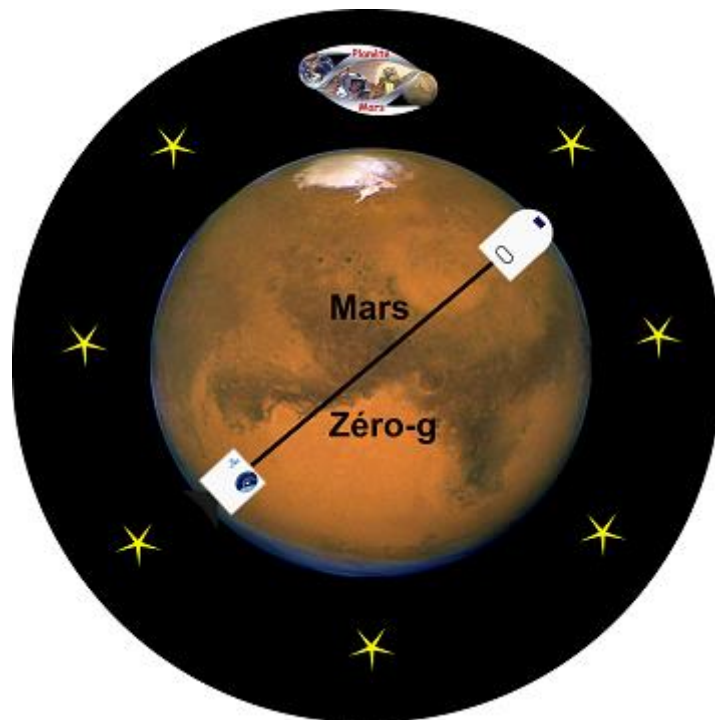


Projet Mars Zéro-G :

Analyse de l’exploitation des données recueillies



Ce document présente le résultat de l’analyse des données recueillies lors du déroulement de l’expérimentation du projet Mars Zéro-G qui s’est déroulée lors du vol parabolique de NOVESPACE du mercredi 09 octobre 2013 (Campagne de Vol n°106).

Table des matières

I Rappels sur la position du dispositif expérimental et sur les observations prévues	2
Rappel du protocole expérimental	3
Accéléromètres, disposition des modules et impact sur les valeurs relevées :	5
II Résultats et analyses	7
Parabole la plus esthétique, et exploitation des données associées	8
Parabole avec oscillation des modules autour du point d'attache du câble.....	11
III Conclusions et propositions d'amélioration de l'expérimentation	11
Conclusions par rapport aux objectifs	11
Propositions d'amélioration	12

I Rappels sur la position du dispositif expérimental et sur les observations prévues

Le but de l'expérimentation est :

- de filmer le démonstrateur alors que celui-ci est mis en rotation, puis largué, puis réalise un mouvement de rotation sur lui-même,
- de mesurer l'intensité de gravité artificielle générée au sein des modules au cours de la rotation du démonstrateur sur lui-même.

- **Concernant le mouvement devant être réalisé par le démonstrateur au cours de l'expérimentation :**

Le démonstrateur est largué par le lanceur en ayant une certaine valeur de vitesse de rotation. Juste après le largage, le démonstrateur entame un régime supposé transitoire, au cours duquel les deux modules qui le constituent se rapprochent l'un de l'autre, jusqu'à aboutir à un régime permanent, au cours duquel les modules restent à distance constante l'un de l'autre, et où le démonstrateur tourne sur lui-même à vitesse de rotation constante.

L'opérateur peut lire en temps réel la vitesse de rotation du lanceur via un tachymètre installé au sommet du mat, au niveau de la manivelle. La vitesse de rotation initiale à imprimer au lanceur a été déterminée en théorie, puis est ensuite ajustée en fonction des précédentes itérations de l'expérimentation qui auront été réalisées. En raison du choix du dispositif treuil permettant de rapprocher les modules, un système basé sur la conjonction d'une poulie et d'un ressort, il convient de ne pas dépasser une certaine vitesse de rotation, dite « d'équilibre », pour laquelle la force de rappel du ressort et la force centrifuge appliquées sur les modules se compensent, une situation qui impliquerait qu'après le largage, les modules ne se rapprocheraient pas, et que le démonstrateur aurait déjà atteint son régime permanent.

Afin de pouvoir observer un rapprochement des modules, il convient donc que la vitesse de rotation initiale du démonstrateur, donc celle du lanceur, soit inférieur à cette vitesse limite.

Pour information, en théorie, d'après les modélisations effectuées, cette vitesse limite valait environ 0.5 tour/s.

- **Concernant les valeurs prévues devant être relevées par les accéléromètres placés au sein de chaque module :**

Ces valeurs doivent mettre en évidence une augmentation de l'intensité de gravité artificielle à bord des modules pendant le régime transitoire, puis doivent permettre d'observer le régime permanent (via le fait que l'intensité de gravité artificielle n'évolue plus), et bien sûr, de mesurer la valeur de l'intensité de gravité artificielle associée à ce régime permanent.

Cette gravité artificielle correspond à l'accélération centrifuge subie par les modules au cours de leur mouvement de rotation autour du centre d'inertie G du démonstrateur. La valeur A_i de son intensité (en Newton) est donnée par la formule (1) suivante : $A_i = \lambda_i * \Omega^2$, où λ_i est la distance (en mètre) séparant l'accéléromètre, situé dans le module i, de G, le centre de rotation, et où Ω est la vitesse de rotation du démonstrateur sur lui-même (en radian/s).

Rappel du protocole expérimental

Une parabole se décompose en trois phases :

- Une phase d'hyper-pesanteur, durant environ 20 secondes, au cours de laquelle la pesanteur à bord de l'avion atteint jusqu'à 1.8G.
- La phase d'impesanteur/de micro-gravité, durant elle aussi environ 20 secondes.
- Une seconde phase d'hyper-pesanteur, durant entre 20 et 25 secondes.

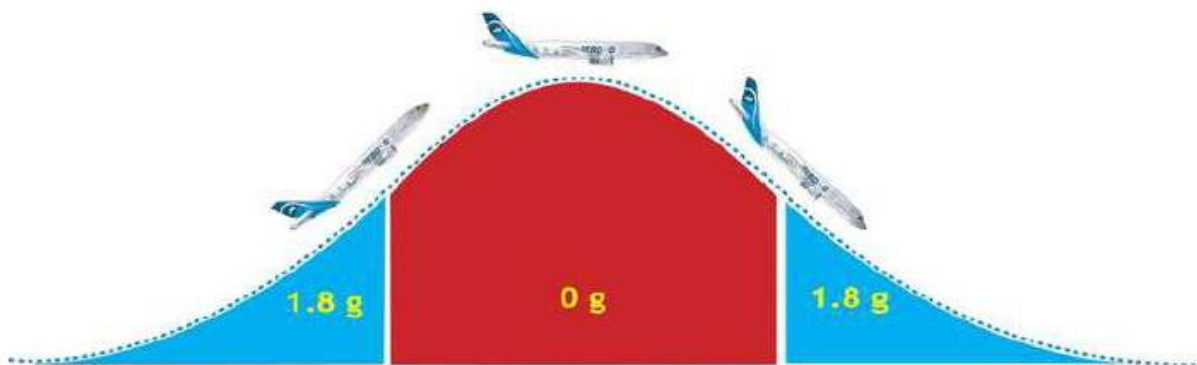


Fig. 1 – Les différentes phases d'une parabole¹

¹ Documentation de NOVSPACE

Les paraboles sont effectuées par séries de cinq, entrecoupées de pauses de 5 minutes ou 8 minutes. Au sein d'une série, l'intervalle de temps entre chaque phase d'impesanteur dure 3 minutes.

Trois opérateurs sont nécessaires.

- L'opérateur 1 est celui qui met le lanceur en rotation, puis déclenche le largage du démonstrateur ; situé en face du dispositif expérimental, il reste constamment attaché à l'avion par un baudrier, afin de pouvoir manipuler la manivelle du lanceur et activer le dispositif de largage même en condition de micro-gravité.
- Les opérateurs 2 et 3 pénètrent au sein de la zone expérimentale lorsque la pesanteur à bord de l'avion est normale, afin de réinstaller le démonstrateur dans le lanceur, et ainsi préparer le dispositif expérimental à une nouvelle itération de l'expérimentation. Ils se chargent également de récupérer les données des capteurs durant chacune des pauses séparant une série de paraboles, puis de relancer l'acquisition des données par ces derniers. Enfin, ils vérifient que les caméras filmant le dispositif expérimental fonctionnent bien, et rectifient au besoin ces dernières.

Le protocole expérimental utilisé est le suivant :

- 1) Pendant l'inter-parabole, où la pesanteur à bord de l'avion est normale, de 1G, les modules sont installés dans le lanceur par les opérateurs 2 et 3. Une fois ceci terminé, les opérateurs quittent la zone expérimentale, referment correctement derrière eux le filet de protection entourant celle-ci, puis retournent sur leur siège et s'attachent.
- 2) A la fin de la première phase d'hyper-pesanteur, l'opérateur 1 commence à mettre en rotation le lanceur.
- 3) Pendant la phase d'impesanteur, deux secondes après le début de celle-ci, et une fois la vitesse de rotation initiale voulue atteinte, l'opérateur 1 déclenche le largage du démonstrateur. Celui-ci évolue au sein de la zone expérimentale, jusqu'à ce qu'il entre en collision avec son environnement (le sol, le plafond, les filets de protection), puis retombe au sol à la fin de la phase.
- 4) Après la fin de la seconde phase d'hyper-pesanteur, les opérateurs 2 et 3 ouvrent le filet de protection, afin de pénétrer au sein de la zone expérimentale pour récupérer les modules du démonstrateur. Si une pause inter-série commence, les accéléromètres sont récupérés, leurs données sont récupérées, puis leur acquisition de données est relancée ; enfin, ils sont replacés au sein des modules.

Accéléromètres, disposition des modules et impact sur les valeurs relevées :

Les accéléromètres, peuvent mesurer l'accélération selon trois axes X,Y et Z, comme illustrés ci-dessous. Ils sont placés au fond de chaque module, à l'extrémité du module la plus éloignée de G, le centre d'inertie (et donc de rotation) du démonstrateur.

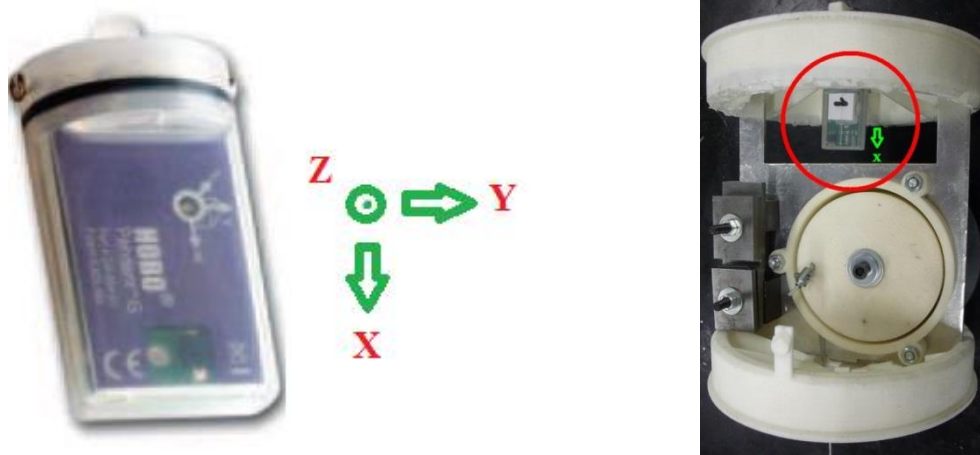


Fig. 2 – Accéléromètre avec ses axes de mesure²

Figure. 3 – Disposition accéléromètre dans modules

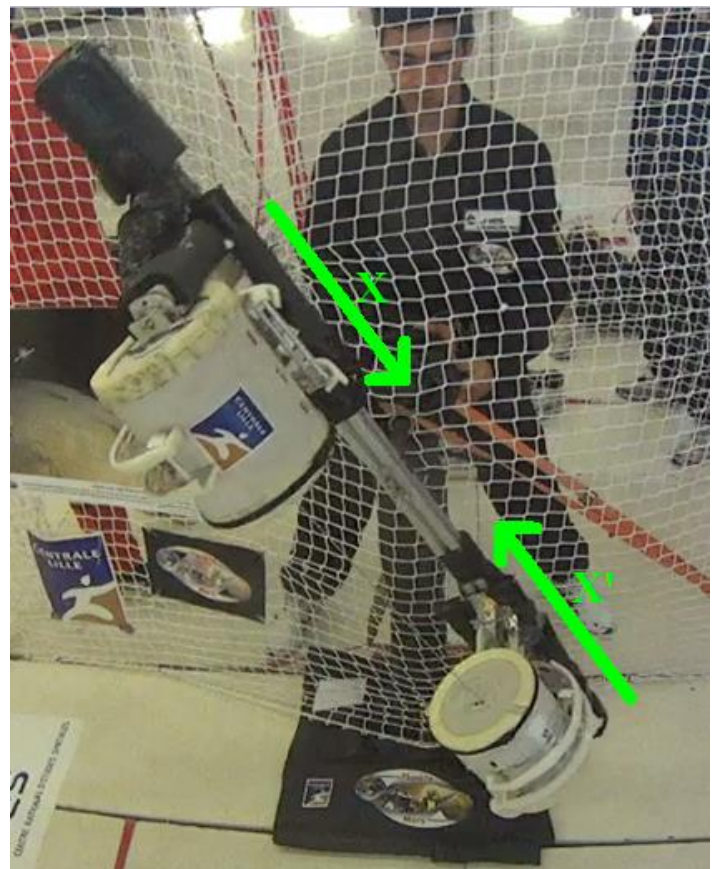
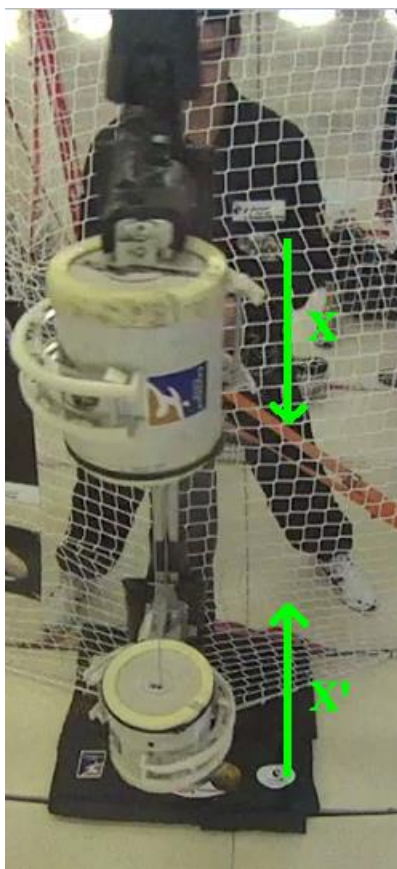


Fig. 4 – Position des axes de mesure respectifs des accéléromètres par rapport au démonstrateur lors de l'expérimentation

² Documentation HOBOWARE (www.prosensor.com)

L'accélération centrifuge due à la rotation est radiale (propagée aux modules via l'action du câble reliant ces derniers), et est donc observée selon respectivement l'axe X pour le module 1, et l'axe X' pour le module 2.

Afin de pouvoir effectuer une itération de l'expérimentation à chaque parabole, il a été décidé de ne vider les capteurs que pendant la pause suivant chaque série de cinq paraboles. Ceci, couplé au fait que nous souhaitons utiliser les capteurs à leur fréquence d'acquisition maximale, fait qu'il a été décidé de ne recueillir les données d'accélération, pour chaque capteur, que selon l'axe X, celui selon lequel l'accélération centrifuge se manifeste.

Dès lors, les capteurs sont actifs et recueillent des données pendant toute une série de cinq parabole, et les différentes phases d'une parabole pourront être observables sur la courbe montrant l'évolution des valeurs des données en fonction du temps.

Ces phases sont les suivantes :

- Après que les modules aient été installés sur le lanceur, et lorsque la pesanteur à bord de l'avion est encore normale, de 1G, alors, dans la mesure où le lanceur est maintenu en position verticale (comme c'est le cas sur la photo de gauche de la Fig. 4), la pesanteur à bord de l'avion est dirigée selon les axes respectifs X et X' des modules 1 et 2, et donc doit s'observer dans les données des capteurs comme une accélération positive valant 1G pour le module situé « en haut » du lanceur, et comme une accélération négative valant -1G pour le module situé « en bas » du lanceur.

- Idem pendant la première phase d'hyper-pesanteur, sauf que les valeurs mesurées doivent correspondre à environ +/-1.8G au début, puis à +/-1.5G vers la fin de cette phase.

Le fait de mettre en rotation le lanceur génère la composante d'accélération centrifuge au sein des modules, celle que l'on veut observer pendant la phase d'impesanteur. D'après (1), son intensité dépend de la vitesse de la rotation du lanceur, et sera d'autant plus grande que cette vitesse sera élevée, dans la mesure où la distance des modules à G, le centre de rotation, reste constante tant que les modules restent sur le lanceur.

Le fait de faire tourner le lanceur change l'orientation des axes X et X', lesquels ne perçoivent plus complètement le vecteur accélération \mathbf{g} correspondant à la pesanteur présent à bord de l'avion. Si on se place du point de vue d'un capteur, cela revient à ce que \mathbf{g} tourne autour de lui. Au niveau de la courbe représentant la valeur de l'accélération mesurée en fonction du temps, cela doit être représenté par une courbe sinusoïdale dont la moyenne doit correspondre à la valeur de l'accélération centrifuge, et dont l'amplitude crête à crête doit valoir deux fois l'intensité de \mathbf{g} .

- Pendant la phase d'impesanteur, les accéléromètres ne doivent mesurer que l'accélération centrifuge due à la rotation du démonstrateur. Une fois les modules tombés au sol, s'ils sont placés de manière horizontale, alors l'accéléromètre ne doit percevoir aucune accélération, et doit donc mesurer 0G. Si les modules sont placés de manière verticale, alors les accéléromètres devront mesurer également 0G, moyennant un éventuel petit bruit, car l'impesanteur générée à bord de l'avion n'est pas parfaite.

- De même pendant la phase d'hyper-pesanteur, la valeur mesurée par les accéléromètres dépend des positions des modules contenant ceux-ci.

- Enfin, pendant la phase de remise en place des modules, ceux-ci sont manipulés par les opérateurs, et donc les données d’accélération n’ont aucun intérêt/ne peuvent être prévues.

II Résultats et analyses

Les expérimentations ont été inégales dans l’ensemble, les premières ont notamment été utilisées pour vérifier l’efficacité du dispositif expérimental, et pour trouver la vitesse de rotation limite d’équilibre du lanceur.

Cependant, plusieurs itérations de l’expérimentation ont été particulièrement réussies, et permettent : d’observer le comportement voulu pour le démonstrateur ; d’observer via les accéléromètres les niveaux de gravité artificielle générée au sein des modules ; ainsi qu’une évolution de ceux-ci cohérente avec le mouvement observé du démonstrateur.

Seront présentés ci-après d’abord l’allure globale des représentations des paraboles dans les données recueillies par les accéléromètres au sein des modules, puis les vidéos de deux paraboles, avec le détail des données pour la première.

Voici ce à quoi ressemble une série de parabole observée à travers les valeurs d’accélération mesurées par les deux accéléromètres :

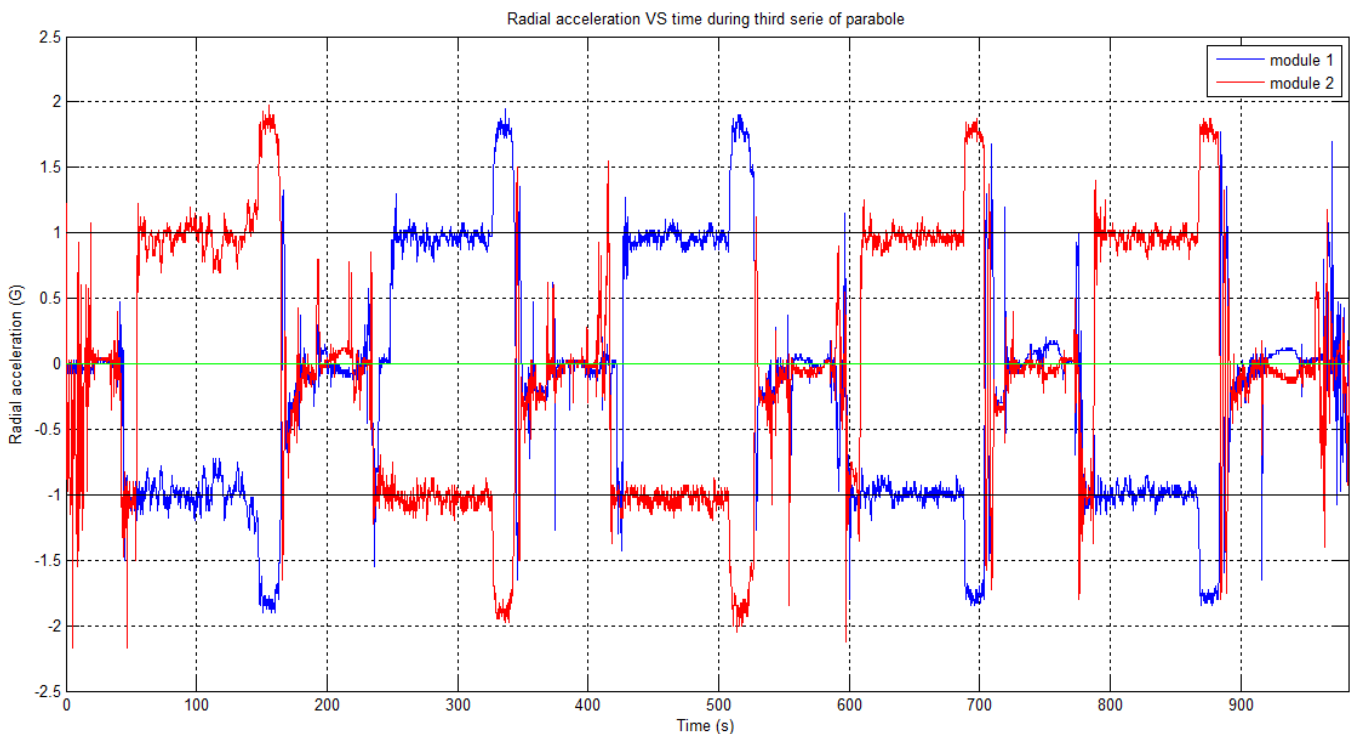


Fig. 5 – Données combinées des deux accéléromètres correspondant à une série de parabole

Cette figure permet bien de reconnaître les paraboles, qui débutent, dans l’observation des données, par une phase stable à 1G et -1G pour les accéléromètres dans leur module respectifs, ces derniers étant maintenus verticalement sur le lanceur.

On observe ensuite la première phase d’hyper-pesanteur à +/-1.8G, puis ensuite le déroulement de l’expérimentation en 0G, puis les chocs liés à la seconde phase d’hyper-pesanteur (mais cette dernière ne se voit pas sur les données, car pendant cette phase les modules ont été rattrapés et maintenus au sol horizontalement afin d’éviter encore un peu qui ne leur arrive quelque chose).

Parabole la plus esthétique, et exploitation des données associées

Observons à présent plus en détail la quatrième parabole de cette série (qui constituait la troisième série) et plus particulièrement la période d’impesanteur elle-même :

Liens pour visionner la vidéo :

- Youtube : <http://www.youtube.com/watch?v=86FfJEE4HfA>
- Site du projet : <http://www.marszerog.fr/>, galerie vidéo

Cette vidéo décrit la partie intéressante de la parabole, et a été filmée de manière à observer la scène au ralenti (*4). Ainsi, une seconde réelle correspond à quatre seconde de cette vidéo.

Les données d’accélération lui correspondant sont les suivantes :

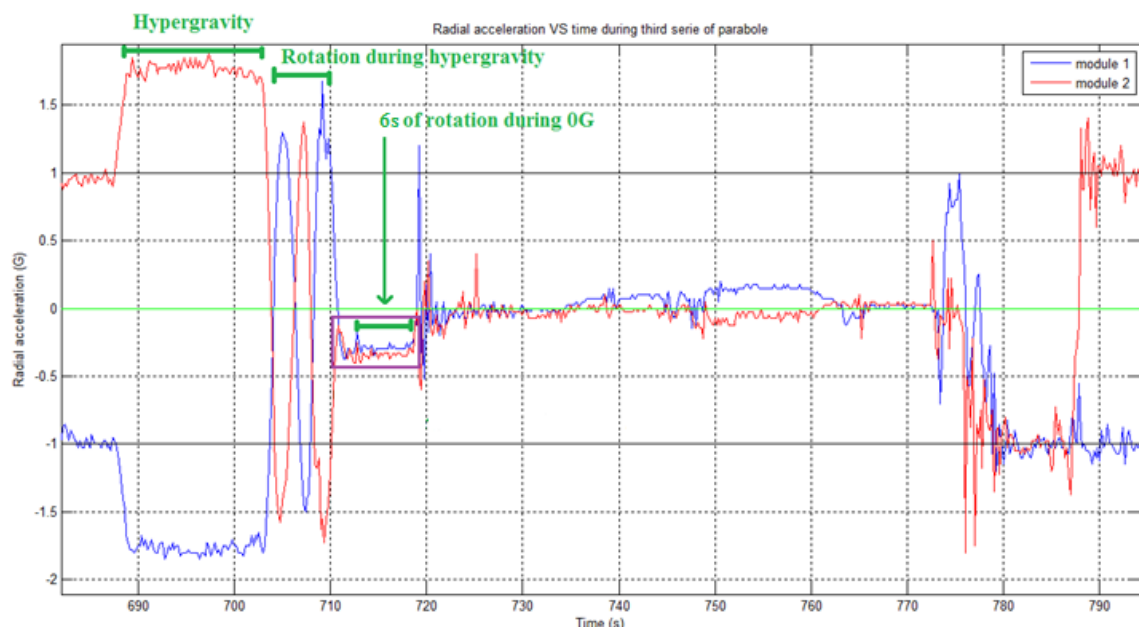


Fig. 6 – Données d’accélération correspondant à la quatorzième parabole

Comme on peut le constater sur la vidéo, qui débute peu avant le début de la phase d’impesanteur, ici l’opérateur a commencé la rotation du lanceur pendant la première phase d’hyper-pesanteur. On observe comme prévu cette dernière, dans l’exploitation des données, par une oscillation de la valeur d’accélération ressentie respectivement par les modules autour d’une valeur négative, laquelle apparaît une fois que le largage est effectué, au début de la période d’hyper-pesanteur.

Lorsqu’on zoome sur les données correspondant à la période d’impesanteur, voici ce que l’on observe :

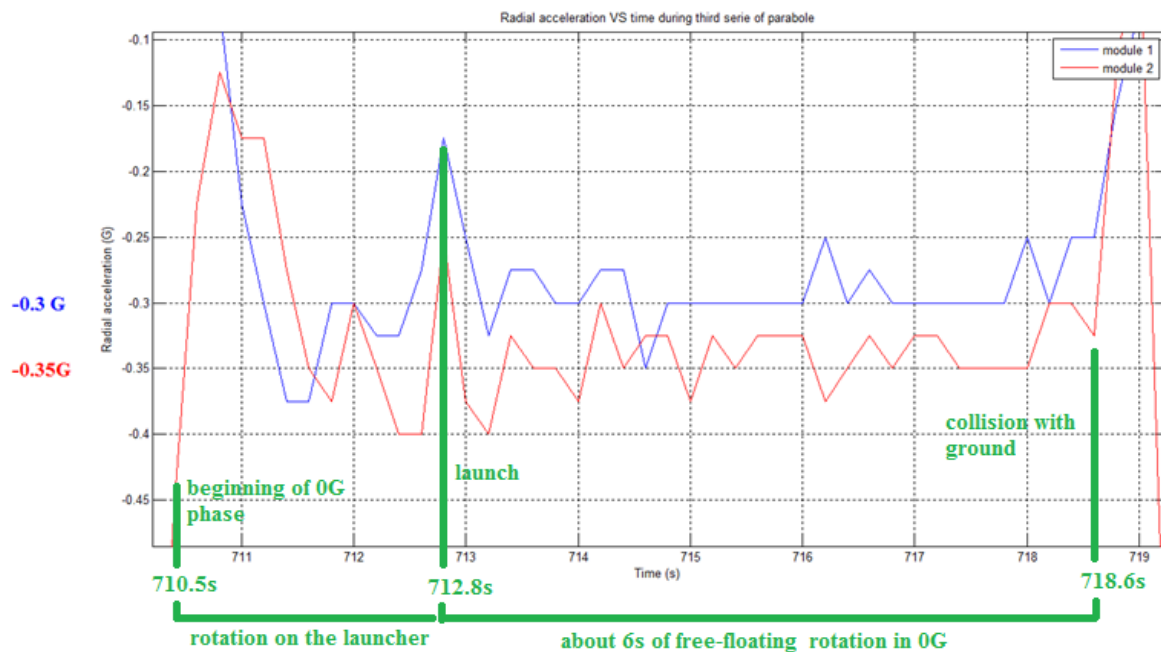


Fig. 7 – Niveaux d’accélération relevés pendant la phase d’impesanteur de la quatorzième parabole

La résolution des accéléromètres vaut, d’après son fabricant, 0.02G, et sa précision, 0.15G.

Sur la vidéo, on observe que la phase d’apesanteur débute à environ $t=4.4s$, et que le largage a lieu à environ $t=13.76s$. Cela correspond à une durée réelle d’environ 2.3s, ce qui se retrouve sur la Fig. 7, car sur celle-ci la durée de la rotation sur le lanceur pendant la phase d’impesanteur va de $t=710.5s$ à $t=712.8s$ environ, soit une durée d’environ 2.3s. Pendant cette durée, le lanceur accélère jusqu’à atteindre une vitesse d’environ 0.4 tour/s au moment du largage.

A l'instant du largage $t=712.8s$, on relève, pour le module 1 et le module 2, des intensités d'accélération respectives valant $A_{1,0,exp} = 0.18G$ et $A_{2,0,exp} = 0.27G$. On considère qu'à cet instant, la vitesse de rotation du démonstrateur et celle du lanceur sont les mêmes, on a alors $\Omega_0 = 0.4$ tour/s. Enfin, à cet instant, la distance initiale $L_{1,0}$ séparant l'accéléromètre du module 1 de G, le centre de rotation, vaut $36.5 \text{ cm} = 0.365 \text{ m}$; et $L_{2,0}$ vaut $43.5 \text{ cm} = 0.435 \text{ m}$; car ce sont les distances telles que définies par la position des modules lorsqu'ils sont installés dans le lanceur. On considère que $1G = 9.81\text{m/s}^2$.

D'après la formule (1), nous avons alors $A_{1,0,th} = 0.23G$ et $A_{2,0,th} = 0.28G$. Ces niveaux sont globalement cohérents avec les valeurs expérimentales, surtout concernant le module 2. Concernant le module 1, on observe un écart inexplicé de $0.05G$ entre la valeur expérimentale et la valeur théorique.

On constate sur la vidéo que les modules ne se rapprochent presque pas (ou alors ce rapprochement est trop petit pour être clairement visible). Cela signifie que la vitesse de rotation initiale du lanceur, pour cette parabole, était proche de la valeur de la vitesse de rotation limite, pour laquelle il y a équilibre entre la force centrifuge, et la force appliquée par le treuil sur les modules. Cela concorde globalement avec la valeur de la vitesse de rotation limite donnée par la modélisation simplifiée, qui donnait une valeur d'environ 0.5 tour/s. Ici, pour cette parabole, la valeur de la vitesse de rotation initiale était d'environ 0.4 tour/s.

Ce rapprochement a tout de même eu lieu, puisque l'on constate une augmentation de l'intensité de la gravité artificielle à bord de module, entre $t=712.8s$ et $t=713.2s$, une augmentation qui emmène les valeurs respectives d'accélération de $-0.18G$ à $-0.34G$ pour le module 1, et de $-0.27G$ à $-0.40G$ pour le module 2.

Ce rapprochement s'inverse (les modules oscillent radialement en raison de l'oscillation du ressort du treuil), puis fini par se stabiliser, en raison des forces de frottement de la poulie sur le câble, vers $t = 713.9s$. Dès lors, les modules oscillent légèrement autour de leur point d'équilibre, et leurs niveaux d'accélération respectifs oscillent de même autour d'une valeur d'équilibre, qui est de $-0.3G$ environ pour le module 1, et de $-0.35G$ environ pour le module 2.

On montre ainsi que **le principe testé par le démonstrateur fonctionne bel et bien**, et que **l'on peut générer une gravité artificielle à bord d'un vaisseau de la forme considérée**. Le niveau d'intensité de gravité artificielle peut être contrôlé, une fois la vitesse de rotation initiale acquise, via la distance séparant les deux modules du vaisseau.

L'aspect esthétique de la vidéo provient également du fait que les modules bien alignés l'un avec l'autre. Cela se comprend lorsqu'on considère que les modules ne se sont presque pas rapprochés, et que la vitesse de rotation de l'ensemble n'a que très peu augmenté; les modules n'ont alors pas eu de raison de se mettre en décalage par rapport au câble, et donc d'osciller par rapport à celui-ci.

Parabole avec oscillation des modules autour du point d'attache du câble

Nous n'avons pas réussi, au cours du vol, à obtenir des itérations de l'expérimentation où la vitesse de rotation initiale était suffisamment faible pour observer un rapprochement des modules, mais suffisamment élevée pour que ce rapprochement soit, en terme de durée/de vitesse, du même ordre de grandeur que la vitesse de rotation des modules ; c'est-à-dire afin que l'on puisse observer correctement les deux simultanément : soit la vitesse de rotation initiale est trop proche de la vitesse de rotation limite d'équilibre, auquel cas nous n'observons pas de rapprochement des modules ; soit cette vitesse de rotation initiale est trop faible, auquel cas les modules se rapprochent immédiatement et rapidement, au point de se dépasser, et le mouvement devient inintéressant.

Cependant, une telle vidéo illustre bien le phénomène d'oscillation des modules autour de leur point P respectif où le câble rentre en eux, et qui est dû au fait que, l'inertie du câble étant beaucoup moins élevée que celle des modules, lorsque la rotation du démonstrateur accélère, le câble accélère sa rotation beaucoup plus rapidement que ne le font les modules, ce qui donne l'impression que les modules oscillent autour de leur point P. Observer cette oscillation pour un mouvement plus contrôlé du démonstrateur devra être l'un des objectifs d'une prochaine expérimentation.

Liens pour visionner la vidéo :

- Youtube : <http://www.youtube.com/watch?v=WdJwgGbUbpg>
- Site du projet : <http://www.marszerog.fr/>, galerie vidéo

III Conclusions et propositions d'amélioration de l'expérimentation

Conclusions par rapport aux objectifs

Les objectifs du projet tels qu'énoncé dans le paragraphe I sont atteints :

- Nous avons obtenues des vidéos montrant le démonstrateur alors que celui-ci est mis en rotation, puis largué par le lanceur, puis effectuant un mouvement de rotation stationnaire correct.
- Nous avons également pu recueillir les données correspondant à la gravité artificielle générée à bord des modules du démonstrateur lors de ces rotations. Nous avons pu vérifier la cohérence des valeurs de gravité artificielle avec le mouvement de rotation du démonstrateur et la distance séparant les deux modules.

Cependant, nous aurions aussi souhaité pouvoir observer, que ce soit à travers les données ou bien sur les vidéos, un mouvement clair de rapprochement contrôlé des modules, qui aboutisse à un mouvement de rotation stable du démonstrateur. Or, lors des itérations de nos expérimentation, nous avons eu du mal à larguer les modules à une vitesse de rotation initiale qui soit, eu égard à ce but, ni trop élevée, ni trop faible. Il apparaît que le contrôle visuel par un tachymètre de la vitesse de rotation par l'opérateur, ce dernier commandant directement la rotation du lanceur via celle qu'il impulse à la manivelle, n'est pas assez précis pour réaliser cela.

Propositions d'amélioration

Afin de palier à aux limitations et problèmes rencontrés, et d'améliorer l'expérimentation, nous avançons les propositions suivantes.

Concernant la partie opérationnelle du dispositif expérimental :

- Système de treuil électrique, et non plus mécanique, au sein du module 1 : programmation et contrôle du mouvement de rapprochement des modules, empêchement d'un retour en arrière, par freinage (pour éviter les oscillations radiales)
- Diminution de la dimension des modules, meilleur contrôle et ajustement de la répartition de masse en leur sein
- Dispositif amélioré de maintien sur le lanceur : automatisé et programmable
- Mise en rotation automatisée (à réaliser via un moteur électrique)
- Vitesse de rotation programmable, doit pouvoir être changée d'une itération de l'expérimentation à l'autre
- Dispositif expérimental programmable et mis en marche à distance (télécommande)

L'idée est de pouvoir programmer, via la télécommande, la vitesse de rotation initiale que le lanceur doit communiquer au démonstrateur, ainsi que l'intensité d'action du système treuil. Contrôler précisément ces deux paramètres permet d'ajuster correctement l'allure finale du mouvement du démonstrateur une fois que celui-ci est largué.

Automatiser le largage via un dispositif électronique permet d'assurer une très bonne simultanéité dans le largage des deux modules, un point crucial.

Le dispositif de treuil devrait par ailleurs être moins encombrant que le système {poulie+ressort}, et permettre au final une réduction du volume des modules, et en conséquence un meilleur contrôle de la répartition de masse au sein de ces derniers (donc notamment de la position de leur centre de gravité respectif).

Enfin, si cela est possible, il serait peut-être utile de pouvoir synchroniser précisément les données des accéléromètres avec ceux utilisés sur l'avion A300-0G afin de pouvoir associer précisément les données des capteurs avec les différentes phases de pesantur lors d'une parabole.

Concernant l'aspect visuel et esthétique de l'expérimentation :

Il faudrait installer une caméra vidéo juste en face du dispositif expérimental, voire deux : une caméra à grand champ, et une caméra à champ normal, toute deux filmant au ralenti pour faciliter et rendre précis l'exploitation future des données, et la synchronisation du contenu visuel avec ces dernières.

Enfin, il faudrait rendre le démonstrateur plus réaliste par rapport à la solution réelle de vaisseau pouvant être développée dans le futur et basée sur le principe ici utilisé. L'idéal serait de pouvoir dissocier la partie technologique des modules de leur partie esthétique : une idée serait de faire en sorte que tout ce qui sert à contrôler le mouvement du démonstrateur soit, au sein d'un module, contenu dans un cylindre, sur lequel on viendrait enfile la partie maquette/esthétique (en s'étant assuré au préalable de la relative homogénéité de la répartition de masse de cette dernière, afin qu'elle ne modifie pas la position du centre de gravité du module concerné).

Ceci conclut cette présentation des résultats de l'expérimentation du projet Mars Zéro-G réalisée à bord de l'A300-0G de NOVESPACE le mercredi 09 octobre 2013.

