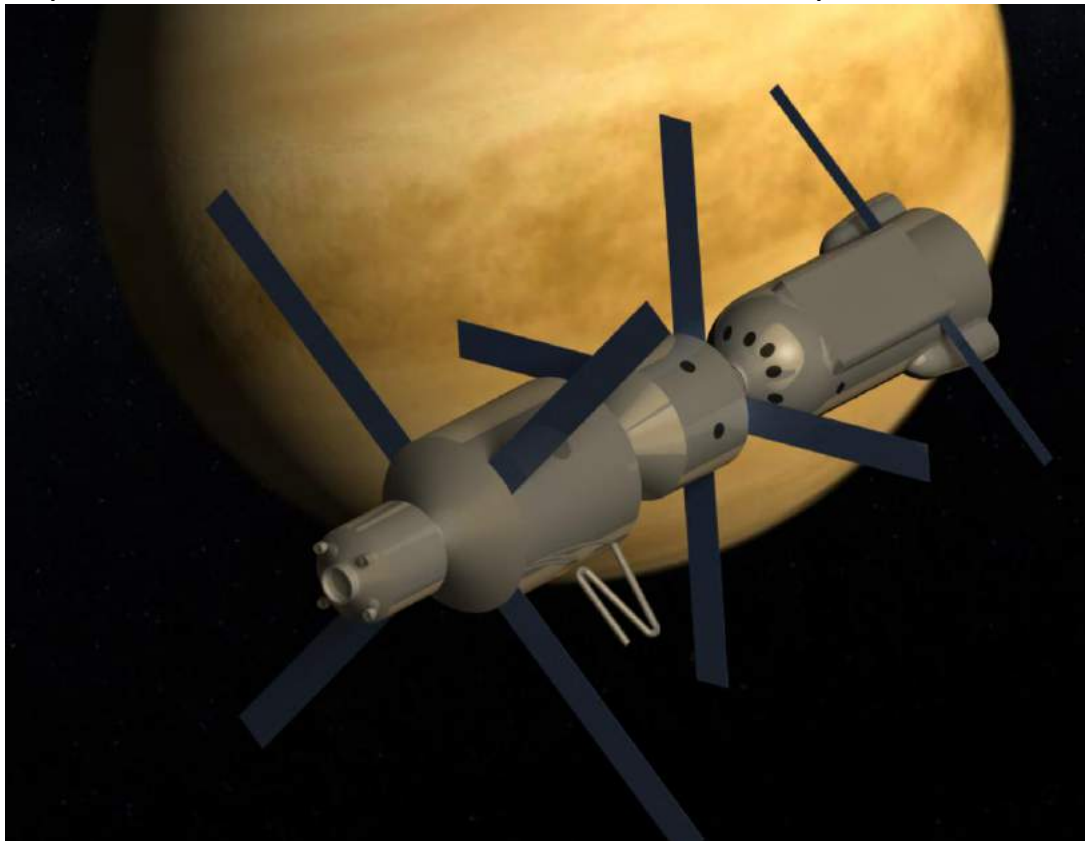


Projet Vesta

Venus Exploration and Setup in Top Atmosphere

Exploration et installation dans la haute atmosphère de Vénus



Remerciements

Je tiens à remercier tous les membres du *forum de la conquête spatiale* et en premier lieu les administrateurs et modérateurs pour la quantité d'informations partagées et la richesse des débats. Vous pouvez me contacter au travers de mon profil *phénix*.

De plus, je remercie particulièrement Thierz qui a eu le courage de corriger ce rapport afin de vous procurer un confort de lecture optimal.

Pour finir, je tiens à vous remercier vous qui lisez ce rapport. J'espère qu'il vous permettra de vous intéresser plus en profondeur à Venus et d'ouvrir un débat sur le choix hégémonique de Mars comme destination première, et sur la réelle nécessité de s'établir en surface.

Table des matières

Introduction.....	4
1. Présentation de la situation	6
1.1. Situation astronomique.....	6
1.2. Atmosphère.....	7
1.3. Intérêt scientifique	7
2. Présentation générale du projet	10
2.1. Paramètres d'entrée	10
2.2. Architecture globale	13
2.3. Récupération par portance hydrogène	15
3. Dimensionnement des éléments	16
3.1. Véhicule Habité Polyvalent (VHP)	16
3.2. Système de lancement vénusien.....	18
3.2.1. 1 ^{er} étage.....	18
3.2.2. 2 ^{ème} étage	19
3.2.3. Remorqueur Captif Réutilisable (RCR).....	20
3.2.4. Calcul de tir.....	21
3.3. Segment « sol »	22
3.3.1. Pas de tir.....	22
3.3.2. Module ISRU: In-Situ Resource Using.....	23
3.4. Cycleurs	25
3.5. Habitat vénusien.....	28
3.6. Matériel de mission.....	30
3.7. Transport de fret Terre-Vénus.....	32
3.7.1. Calcul de lancement par paire Ariane 6.2 (LP6.2)	33
3.7.2. Calcul de lancement par paire Ariane 6.4 (LP6.4)	33
3.7.3. Evolution possible.....	33
4. Planning de lancement	34
4.1. Fenêtre de tir.....	34
4.2. Planning Vesta 1	35
5.Sécurité de l'équipage.....	39
Conclusion.....	41

Introduction

Après la lune, quelle est la prochaine destination de l'humanité ? Mars évidemment. Avec la profusion de livres, de films, d'articles, de projets, de missions d'exploration sur cette planète, pourquoi en douter. L'intérêt pour Mars est tel que plus aucun débat n'est lancé et qu'un grand nombre de contrevérités circulent pour réalimenter cet intérêt. Il est vrai que la beauté des paysages de notre petite voisine ferait vite oublier la gravité qui rendrait tout retour sur Terre extrêmement éprouvant, ainsi que la pression et la température qui nous pousseraient à nous terrer dans des bunkers et à utiliser de lourdes combinaisons pour des sorties volontairement limitées à causes des radiations. Juste pour l'hypothèse, que se passerait-il si nous oubliions cette fascination collective auto-entretenu pour Mars, et que nous chaussons nos lunettes de soleil pour regarder vers notre étoile ? Nous verrions d'abord, juste à côté, une petite planète ardente, stérile, difficile d'accès et dépourvue d'atmosphère, bref, pas une destination de rêve. Mais un peu plus loin du soleil, à un jet de pierre au-delà de notre sphère d'influence, se trouve un astre brillant qui depuis l'antiquité excite l'imagination des générations qui lui ont donné les noms d'étoile du berger, étoile du matin mais aussi Lucifer. L'usage moderne de ce dernier nom semble prémonitoire de la température et de la pression infernales qui règnent sur la surface perpétuellement cachée sous des nuages d'acide sulfurique.



Comparatif des quatre planètes telluriques du système solaire

Bref, cette planète pourrait se résumer à un enfer hostile à toute forme d'exploration, si ce n'était que la couche de nuages d'acide située à 50 km d'altitude est probablement le lieu le plus hospitalier du système solaire après la Terre. Il règne dans l'atmosphère de Vénus une gravité, une pression, une température et un niveau de radiation similaires à la Terre, ce qui évite aux corps humains d'avoir à s'adapter et permet de construire des habitats grands et légers. La présence d'acide sulfurique, loin d'être une malédiction, est une source importante d'eau, qui, combinée au CO₂, permet de produire une grande variété d'ergols, de fluides de support vie et de plastiques de construction. La présence de chlore et de fluor permet même la production de PTFE (connu sous son nom commercial téflon®), qui est une des meilleures protections contre l'acide. Même si l'absence de surface solide et l'allongement de la durée du jour (120 heures avec la rotation atmosphérique) sont regrettables, les nuages vénusiens réunissent toutes les caractéristiques d'une destination vivable, et permettent d'imaginer d'immenses colonies vastes et lumineuses offrant une vue sur un splendide paysage de nuages en constante évolution.

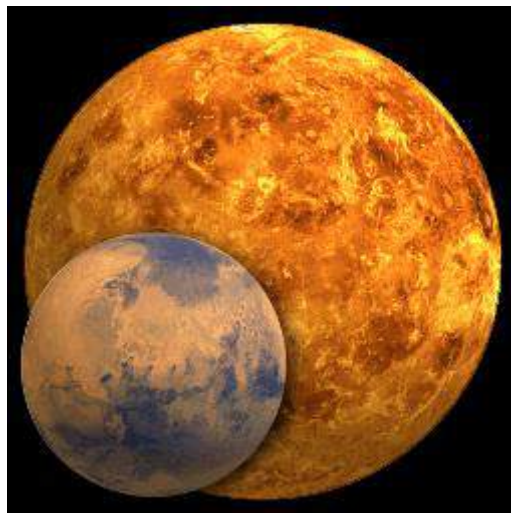


Le projet Havoc de la Nasa vise aussi une exploration vénusienne habitée

Ce rapport a pour but de proposer une architecture possible pour une première mission vénusienne dans un délai d'une ou deux décennies. Bien évidemment, un tel voyage repoussera les limites du possible, et nécessitera de développer des techniques nouvelles réutilisables sur Terre. Malgré cela, pour des raisons de coût et de délai, il est préférable de ne pas avoir à développer de nouvelles technologies majeures comme un lanceur super-lourd ou un système de ravitaillement orbital.

La première partie est une présentation des paramètres clés de l'exploration vénusienne, puis les différents choix dimensionnants du projet seront présentés. Le chapitre le plus important est la présentation des éléments de la mission. Ces présentations sont schématiques, prennent des marges de sécurité en performances, mais ne constituent pas une architecture figée. Des révisions et des annexes préciseront par la suite les différents éléments et paramètres de la mission. La fin du rapport est consacrée au planning de la mission Vesta 1 et à la présentation des solutions de sauvegarde pour l'équipage.

En plus de la présentation technique qui peut être remise en cause, ce rapport a aussi pour but de montrer la faisabilité de l'exploration de Vénus, et d'ouvrir le débat contre l'hégémonie de Mars comme destination unique des prochains voyages habités.



Comparatif de taille Vénus Mars

1. Présentation de la situation

1.1. Situation astronomique



La première caractéristique intéressante de Vénus est sa proximité. Vénus est la planète la plus proche de la Terre avec son demi-grand axe de 0,723 UA. Le temps entre deux périodes de tir est de 584 jours (contre 780 pour Mars) soit environ 1,6 année terrestre, et implique que les deux planètes se retrouvent dans la même position toutes les cinq fenêtres de tir (8 ans). De plus, cette période est particulièrement importante, car faute de moyen de propulsion révolutionnaire permettant un retour en opposition, la durée minimale d'une mission sera proche de la durée d'un réalignement. Les deux orbites ont une faible excentricité (0,017 pour la Terre, 0,0068 pour Vénus) ce qui entraîne une faible variation des paramètres de transfert entre les différentes fenêtres de tir, et évite d'avoir à surdimensionner le vaisseau pour le pire cas d'alignement.

Grâce à cette proximité, un transfert de Hohmann vers Vénus dure 146 jours (259 pour Mars), ce qui limite grandement les pertes musculaires dues au vol en apesanteur et l'exposition aux radiations. De plus, les radiations les plus nocives étant les rayons cosmiques, qui sont repoussés par le rayonnement du soleil, ceci implique que se rapprocher du soleil n'augmente pas ou peu la dose de radiations que reçoit l'équipage.



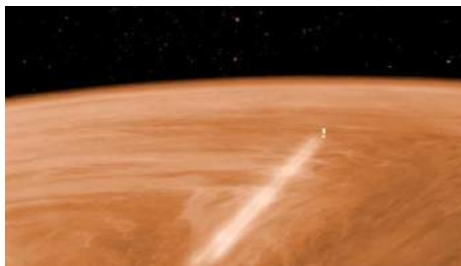
Comparatif Terre Vénus

La gravité de Vénus est un avantage en matière de colonisation. La proximité avec la gravité terrestre permet de conserver une proximité d'évolution physique entre terriens et vénusiens et facilite les échanges entre les deux planètes. Par contre, cette gravité implique d'utiliser un lanceur et un Delta-V de libération similaire à la Terre. Pour finir, même si le temps de transit Terre-Vénus est assez court, il faut envisager une journée aux nouveaux arrivants pour se réadapter à la gravité.

1.2. Atmosphère

Une des caractéristiques les plus frappantes de Vénus est l'épaisseur de son atmosphère. Elle est tellement importante qu'en surface, la température est d'environ 500°C et la pression de 90 bars. Dans ces conditions, il est inenvisageable d'établir une colonie au sol avec les techniques actuelles, et même une exploration robotique permanente serait aux limites du possible. Une colonie devra donc s'établir dans la haute atmosphère, où les conditions sont plus proches de la Terre.

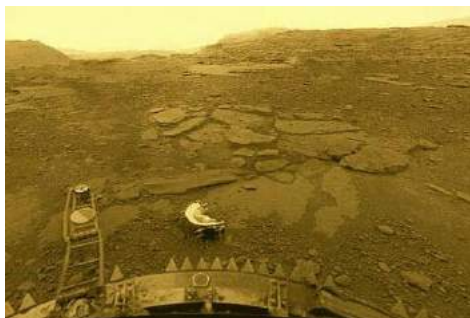
Cette atmosphère permet d'importantes économies d'ergols grâce à l'aérofreinage et l'aérocapture depuis un transit Terre-Vénus. Afin d'atteindre la base dans l'atmosphère, chaque module doit déployer un ballon d'hydrogène pour se stabiliser (voir §2.3). Par bien des aspects, cette procédure est bien plus sûre et économique que les atterrissages propulsés sur les autres corps célestes. Il n'y a notamment pas besoin d'allumage moteur, ce qui, en plus d'éviter la consommation d'ergols, limite grandement la complexité technique et le pilotage de la procédure. Le module n'étant pas sur un support fixe, il peut se déplacer, ce qui diminue les exigences de précision d'atterrissage. Pour finir, si un véhicule qui effectue un atterrissage sur une surface solide atteint l'altitude 0 à une vitesse trop importante, il sera endommagé ou détruit. Pour l'arrivée dans l'atmosphère vénusienne, si le module passe sous le niveau de stabilisation (auquel les ballons le remonteront mécaniquement), il peut descendre encore de plusieurs kilomètres avant que la pression et la température ne l'endommagent.



Aérofreinage de Vénus Express (illustration)

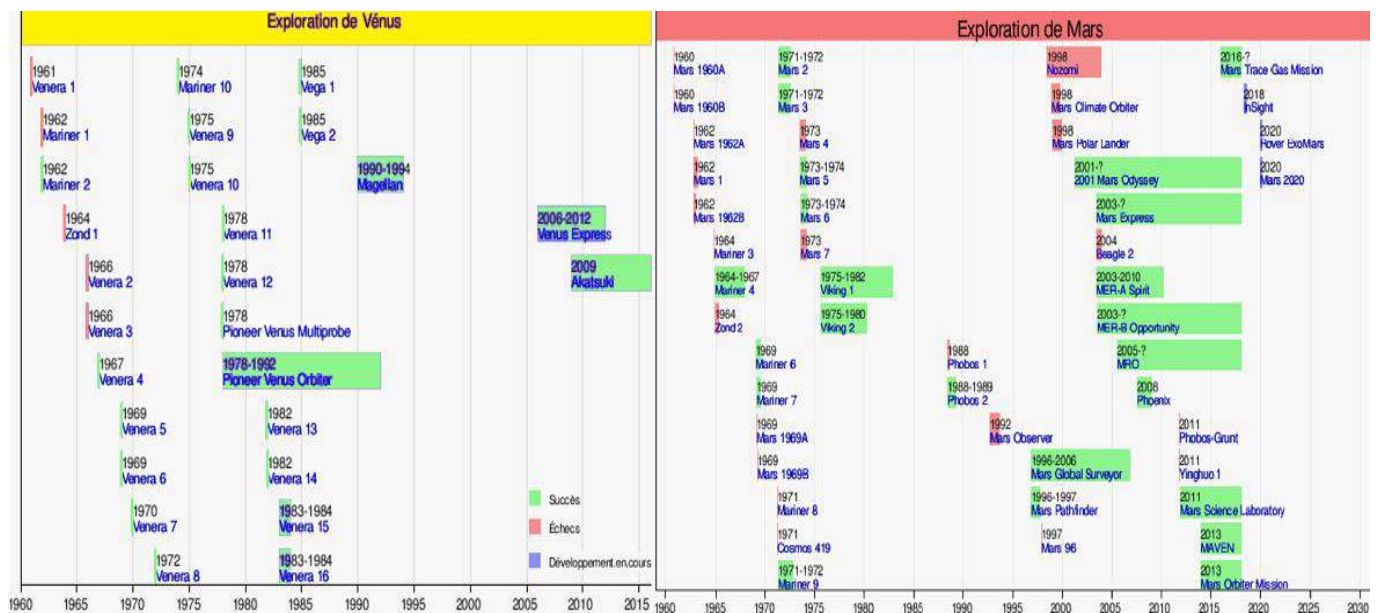
1.3. Intérêt scientifique

Malgré sa proximité, Vénus a été assez peu étudiée. Après des débuts prometteurs avec beaucoup d'échecs mais quelques beaux succès, l'exploration de Vénus s'est violemment ralentie. En 28 ans, seuls deux orbiteurs ont été envoyés vers Vénus et aucune mission n'est prévue. Sur la même période, Mars a été la destination de 19 missions (dont 9 comprennent un atterrisseur ou un rover), et au moins 3 sont en développement.



Une des rares images de la surface de Vénus prise par Vénéra

Même si une mission robotique pourrait fournir des résultats intéressants, la présence de scientifiques directement sur place donnerait un formidable coup d'accélérateur à cette exploration. Malgré la cartographie de la surface, la géologie vénusienne est peu connue. En effet, la connaissance du sol se résume à des séries de photos et quelques analyses spectrométriques obtenues au prix d'efforts titanesques par la dizaine de sondes à avoir atteint la surface. Ces quelques sondages sont trop brefs, ponctuels et flous pour offrir une vue globale de la planète. Même la météorologie d'une atmosphère d'une telle complexité pose encore question. Rien que la présence d'éclairs, justifiée théoriquement, n'a pas pu être confirmée, à cause d'observations trop lointaines ou pas assez constantes.



Exploration comparée de Vénus et de Mars

La plupart des modèles théoriques montrent qu'il y a 4 milliards d'années, Vénus ressemblait à la Terre que l'on connaît¹. C'est l'effet de serre qui a créé un emballement thermique qui serait à l'origine des conditions infernales actuelles. Son étude serait riche d'enseignements sur la situation actuelle et à venir de la Terre. D'autres domaines de la science parfois surprenants peuvent s'intégrer au périmètre d'une mission vers notre voisine. Par exemple, l'agence spatiale japonaise a récemment annoncé avoir détecté des ondes gravitationnelles dans l'épaisse atmosphère vénusienne².

Pour finir, contrairement à ce qui est souvent dit, Vénus peut abriter le Graal de l'exploration spatiale, la vie. Comme évoqué plus haut, Vénus a présenté à une époque des conditions propices à l'apparition de la vie. Même si désormais à la surface, la vie telle que nous la connaissons est impossible, des micro-organismes similaires à des extrémophiles connus auraient pu être emportés et se développer au sommet des nuages, comme cela se passe sur Terre³. Plus qu'une simple hypothèse, cette théorie est soutenue par la présence de traces d'éléments chimiques (H₂S, SO₂, COS) instables et difficiles à produire de façon non organique.

¹ <https://www.futura-sciences.com/sciences/actualites/astronomie-venus-etrange-image-transmise-akatsuki-serait-onde-gravite-62425/>

² <https://www.space.com/283-venus-alive-signs.html>

³ <http://gltrs.grc.nasa.gov/citations/all/tm-2003-212310.html>

Malgré son hospitalité et le grand nombre de ressources qu'elle offre (CO₂, H₂O, A₂, HF, énergie solaire), la haute atmosphère de Vénus n'est pas vivable en l'état. Une exploration habitée serait donc un catalyseur pour les technologies de support vie en milieu hostile. On peut citer l'agriculture en boucle fermée, la production de matériaux plastiques sans hydrocarbure, et la fabrication de sources d'énergie (panneau solaire organique ou minéral et/ou solaire thermodynamique) avec des ressources minimales. Toutes ces technologies, ainsi que beaucoup qu'on ne peut pas imaginer a priori, peuvent être réutilisées sur Terre pour limiter l'exploitation des ressources.



Le projet Melissa permet d'espérer une production de nourriture en boucle fermée

2. Présentation générale du projet

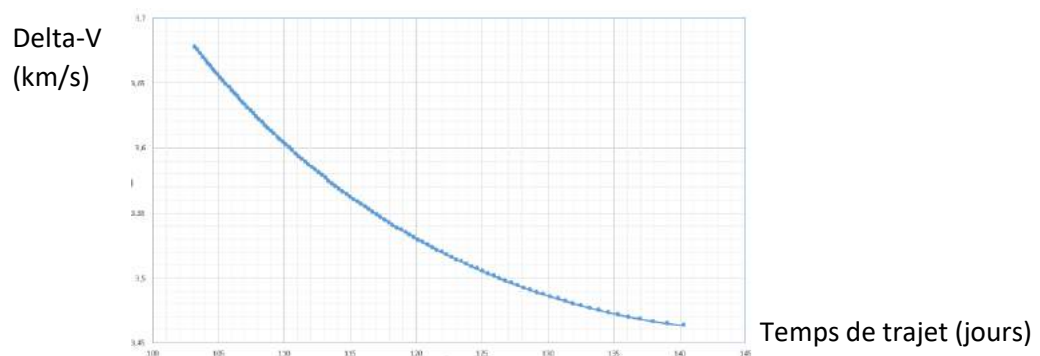
2.1. Paramètres d'entrée

Pour des raisons de clarté, le temps sera exprimé en jours terrestres de 24 h et en périodes d'alignement de 584 jours, ce qui correspond au temps entre deux passages de Vénus entre la Terre et le soleil. La date $T=0$ est définie comme le jour de l'alignement au cours duquel partira le premier équipage, la mise en place des différents éléments et le lancement de l'équipage se trouveront à des dates négatives.

Ce paragraphe regroupe les explications de certains choix structurants de la mission.

Durée de la mission : 1 alignement

- L'utilisation de deux fenêtres de tir successives pour l'aller et le retour permet un rapport durée de mission/consommation d'ergols optimal.
- Il est possible d'utiliser des trajectoires plus tendues pour réduire la durée de la mission mais au prix d'un accroissement du temps de transit (dur psychologiquement et sans grand intérêt scientifique) et/ou de la consommation d'ergols.
- Une mission sur plusieurs alignements aurait un poids psychologique trop important dans un premier temps.



Delta V en orbite terrestre basse par rapport au temps de trajet Terre-Venus

Taille de l'équipage : 6 membres

- Un équipage plus grand alourdirait de façon trop importante la mission.
- Avec la nécessité de doubler les compétences (au moins techniques et médicales), un équipage plus réduit laisserait moins de place à la diversité des compétences scientifiques.
- Avec un équipage important, la variété des interactions interpersonnelles et la possibilité de réarticuler le groupe autour de plusieurs noyaux permettent de réduire la pression psychologique en cas de tension passagère entre deux membres.
- Dans l'hypothèse d'un partenariat international, un équipage de taille importante permet d'offrir plus de sièges dans les négociations avec les agences membres.
- Dimensionner le projet pour un équipage de 6 donne une marge de conception en permettant une réduction ultérieure.

Lanceur terrestre de conception : Ariane 6

- Par ce choix, il ne faut pas entendre que le projet repose uniquement sur Ariane 6, mais elle sert plutôt de valeur étalon.
- Elle est substituable au lanceur de taille similaire actuelle ou à venir en 1 pour 1 (Atlas 5, Delta IV, Vulcan, Falcon Heavy réutilisable, Proton, Angara 5, CZ-5 ou un lanceur totalement nouveau) ou par des lanceurs lourds pour des lancements simples à la place de lancement par paires (Falcon Heavy consommable, New Glenn, CZ-9).
- Le fait d'utiliser des lanceurs moyens multiplie les tirs, mais la plupart sont des lanceurs commerciaux dont le prix de lancement au kg est optimisé comparé au lanceur superlourd SLS.
- Cela évite le développement d'un lanceur géant comme la BFR.
- Dans le cadre d'une coopération internationale, la multiplication des lanceurs simplifie la répartition des tâches et permet à chaque partenaire de ne pas donner l'impression de se greffer à celui ayant un lanceur lourd.
- Avec un grand nombre de tirs garantis, il sera possible d'avoir des économies d'échelle sur les lanceurs sélectionnés, de réduire les prix des tirs commerciaux, de rentabiliser les améliorations et de s'affranchir des subventions publiques.
- Certains lanceurs devront être certifiés pour le vol habité, ce qui n'est pas le cas sans lourde modification pour Ariane 6.

Point d'implantation : 54 km d'altitude sur l'équateur de Vénus

- Une implantation au niveau de l'équateur vénusien permet d'utiliser le mouvement de convection atmosphérique pour ramener vers la base les charges utiles ayant dérivé au nord ou au sud.

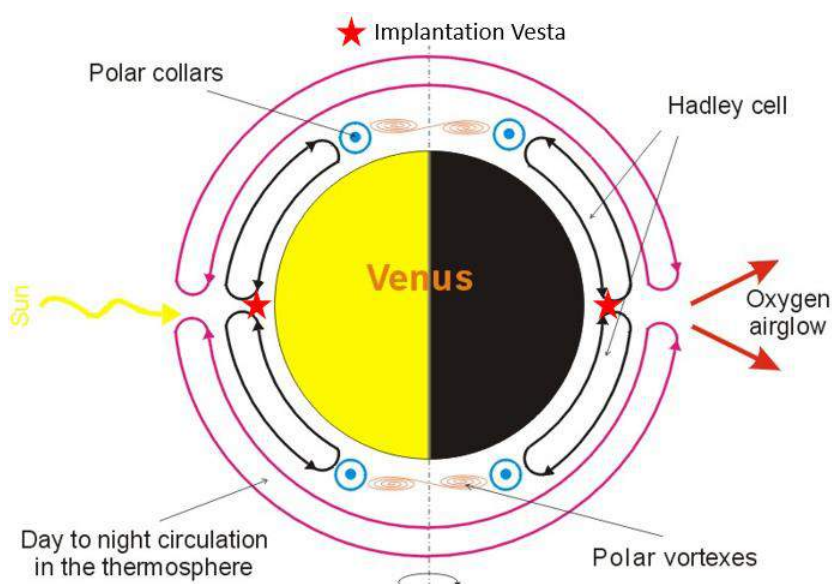


Illustration des cellules de convection sur Vénus

- À cette altitude, la pression est de 0,638 atm (l'équivalent de 3500 m d'altitude sur Terre), cela est vivable (ville de La Paz) sans avoir à pressuriser l'habitat. Cependant, vu qu'une grande partie de l'équipage ne viendra probablement pas de régions de haute montagne, il serait intéressant de passer la proportion d'O₂ de 21% comme sur Terre à 33% pour conserver la même pression partielle d'oxygène qu'au niveau de la mer.

- La température de 36,6°C est vivable quoique peu confortable, mais une faible isolation et une climatisation permettent d'atteindre des valeurs acceptables.

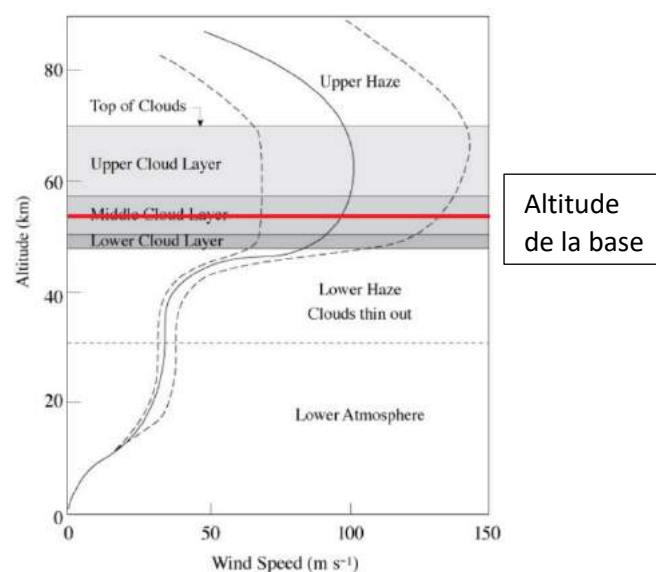
- La présence de nuages d'acide sulfurique permet de récupérer de grandes quantités d'eau. Seule ou combinée au CO₂ atmosphérique, elle permet de produire des ergols in situ (cf. §3.3.2). Par contre, l'intégralité des surfaces extérieures de la base doit être recouverte de PTFE (plus connu sous le nom commercial Téflon®).

- Avec des nuages lacunaires au-dessus et la proximité du soleil, l'énergie solaire reçue directement par la base est importante (de l'ordre de 1750 W/m²). De plus, les brouillards épais situés en dessous renvoient une importante quantité de rayonnement et permettent d'avoir un éclairage omnidirectionnel.

- Même si l'air est une barrière antiradiation moins efficace qu'un élément solide ou liquide, les 100 km de CO₂ situés au-dessus de la base (et surtout les derniers km plus denses) protègent l'équipage des rayonnements solaires et cosmiques sans besoin de blindage supplémentaire ou d'un magnétisme planétaire. Ce phénomène d'absorption atmosphérique a pour conséquence, sur Terre, un suivi plus particulier des doses de radiations subies par les équipages d'avions de ligne qui évoluent à 10 km au-dessus du reste de la population.

- Avec un vent moyen de 86,6 m/s, la base fait un tour complet de la planète en 5,04 jours terrestres, limitant ainsi la période d'obscurité à 60 h.

- Le fait que la base tourne autour de la planète permet d'atteindre rapidement une grande variété de terrains. Un système d'exploration autonome sera nécessaire pour atteindre d'autres latitudes.



Evolution de la vitesse du vent en fonction de l'altitude

2.2. Architecture globale

Le projet est guidé par deux lignes directrices.

La première est la réutilisation, afin de minimiser le coût des missions suivantes et éviter un « effet Apollo » où l'intérêt du public ne justifiait plus le prix des missions.

La deuxième est la séparation des masses, qui consiste (contrairement au BFR de SpaceX) à mettre les différentes fonctions dans différents modules pour minimiser les masses impliquées dans chaque accélération.

En suivant ce principe, les piliers de ce projet sont les cycleurs. Ce sont des modules d'habitat Zéro G suffisamment grands pour abriter l'équipage de façon confortable et sûre pendant les 110 jours du voyage aller et du voyage retour. Au vu de leur masse, il serait trop coûteux en ergols de les freiner à l'arrivée sur Vénus et de les réaccélérer au retour. Les cycleurs partent donc de la Terre avec l'équipage, survolent Vénus avant d'effectuer plusieurs orbites héliocentriques pour frôler la Terre pendant une autre fenêtre de tir.

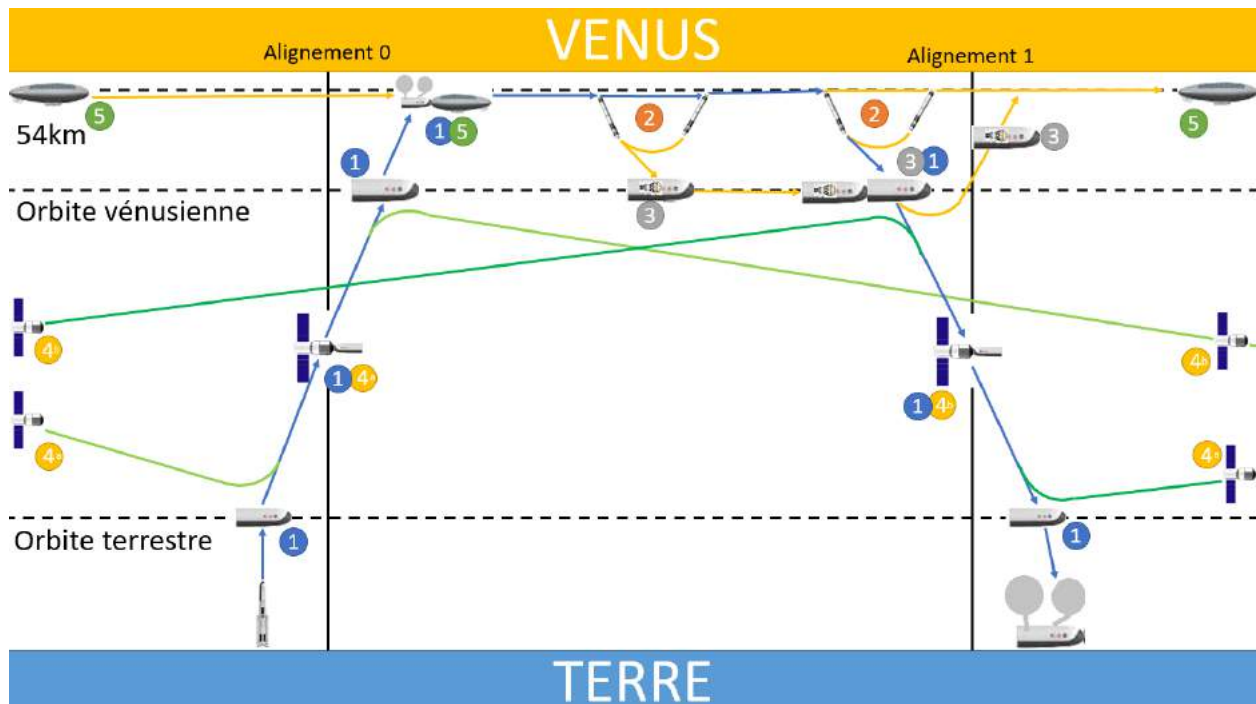
Les différentes étapes demandant une accélération propulsée ou un freinage aérodynamique sont dévolues à un petit véhicule habité polyvalent (VHP), afin de limiter les masses de bouclier thermique et d'ergols. Grâce à son Delta-V de 4100 m/s et son ensemble de récupération, le VHP peut se libérer de l'attraction terrestre pour rejoindre le cycleur, puis s'en détacher pour rejoindre la base sur Vénus, finaliser la mise en orbite autour de Vénus, s'extraire de son attraction pour rejoindre le cycleur de retour et enfin se poser sur Terre.

La base vénusienne est constituée de trois éléments principaux.

- L'ensemble de lancement vénusien qui aide le VHP à se placer en orbite puis à rejoindre le cycleur du retour. En plus du lanceur, cet ensemble comprend le pas de tir et un module de production de carburant. Il y aura deux lancements par mission, un premier pour placer en orbite le remorqueur captif réutilisable (RCR) et un second pour le VHP avec l'équipage, qui sera assisté dans son départ vers la Terre par le remorqueur.

- L'habitat vénusien qui abrite l'équipage pendant les 480 jours sur Vénus.

- L'ensemble de mission regroupe le matériel d'exploration et scientifique indispensable à la mission.



Ce schéma présente une mission type (une fois la base installée), les éléments numérotés ci-dessous seront décrits dans le chapitre 3.

1 : VHP véhicule habité polyvalent (§3.1)

2 : Lanceur vénusien

- 1^{er} étage (§3.2.1)

- 2^{ème} étage (§3.2.2)

3 : RCR remorqueur captif réutilisable (§3.2.3)

4 : Cycleur (§3.4) a = aller b = retour

- MLP : Modules logistiques polyvalents

- MFD : Modules à fonction duale

- Cargo

5 : Base vénusienne

- Pas de tir (§3.3.1)

- Modules ISRU (§3.3.2)

- Habitat (§3.5)

Non représenté

- Fret atmosphérique (§3.6)

- Matériel de mission (§3.6)

- EC2 ou 4 : étage de croisière pour Ariane 6.2 ou 6.4 (§3.7)

- RLC : remorqueur lourd consommable (§3.7)

2.3. Récupération par portance hydrogène

Étant donné qu'il n'y a pas d'atterrissage possible sur Vénus, tous les modules doivent flotter dans l'atmosphère à l'image d'un dirigeable terrestre. La récupération par portance hydrogène est donc la technique de base sur laquelle repose le projet. Après la rentrée atmosphérique, le module déploie un parachute qui permet d'extraire un ballon qui est ensuite gonflé par de l'hydrogène jusqu'à la stabilisation. Le ballon, comme toutes les surfaces externes du module, doit être recouvert d'une fine couche de PTFE afin de le protéger des nuages d'acide sulfurique. Dans la suite du projet, le terme hydrogène de récupération sera utilisé pour désigner les réserves d'hydrogène liquide puis gazeux destiné à gonfler les ballons. Le terme hydrogène de portance sera lui réservé pour les modules qui resteront dans l'atmosphère et donc utiliseront exclusivement l'hydrogène à l'état gazeux.



Déploiement des ballons

Appontage sur le Mistral

L'hydrogène portant permet de récupérer et d'utiliser à plusieurs reprises les coûteux étages à propulsion Hydrolox, en rallongeant le réservoir de carburant, pour qu'il serve à la fois à l'alimentation du moteur, mais aussi, une fois ce dernier éteint, à gonfler le ballon. Cette technique peut faire partie des retombées terrestres du programme vénusien, car elle permettrait de récupérer des étages performants à hydrogène sans avoir à rallumer le moteur. De plus, elle permet d'utiliser l'hydrogène gazeux qui pressurise le réservoir et qui fait déjà partie de la masse à vide pénalisante pour le Delta-V. Pour finir, l'hydrogène peut être produit sur place pour gonfler un ballon supplémentaire ou gérer des pertes.

L'altitude visée est 54 km d'altitude, on y trouve une température de 36,6°C et une pression de 0,638 fois la pression terrestre. En approximation, nous utilisons la loi des gaz parfaits et on considère que l'atmosphère de Vénus est composée uniquement de CO₂ pour calculer les masses volumiques, et nous obtenons :

	54 km Vénus	Terre (conditions normales de température et de pression)
Masse volumique atmosphère (kg/m ³)	1,006	1,225
Masse volumique dihydrogène (kg/m ³)	0,050	0,090
Différence de masse volumique (kg/m ³)	0,956	1,135
« Portance » par kg de H ₂ (kg/kg)	19,120	13,610

Contrairement à la Terre, sur Vénus, aucune équipe ne peut venir récupérer les éléments ayant atterri à différents endroits de la planète pour les ramener au pas de tir. Par contre en emportant suffisamment d'hydrogène de réserve, il est possible de contrôler l'altitude et de sélectionner le vent adéquat pour rentrer au camp de base (à l'image d'une montgolfière). De plus, un système de propulsion atmosphérique à base de moteur électrique permet d'accélérer le retour et d'affiner les approches.

3. Dimensionnement des éléments

Ce chapitre présente les caractéristiques des principaux éléments de la mission. L'architecture des éléments n'est pas finalisée, mais permet de donner une idée de la faisabilité. Les images de synthèse sont purement illustratives et ne doivent pas être prises comme une architecture définitive.

3.1. Véhicule Habité Polyvalent (VHP)

L'élément essentiel est une navette permettant de transporter l'équipage durant les différentes étapes du trajet. Dans le présent projet, l'équipage de 6 astronautes prend place dans le véhicule habité polyvalent (VHP) pour chaque transfert. Le VHP est constitué de 3 sous-parties :

- Le compartiment habité dimensionné pour 6 astronautes dans un confort optimisé pour une semaine en condition normale (plusieurs mois en situation de crise).
- Le bloc propulsion, avec des réservoirs pour 8 tonnes d'hydrolox plus 500 kg d'hydrogène de récupération destiné à gonfler les ballons de portance. La propulsion est composée de deux moteurs de petit diamètre.
- Le système de récupération est constitué d'un bouclier thermique ventral inspiré du démonstrateur de rentrée atmosphérique européen IVX, pour une rentrée depuis une trajectoire hyperbolique (si nécessaire avec aérofrenages successifs) et un système de récupération par portance hydrogène dimensionné pour un retour terrestre ou vénusien.



Item	Masse kg
Informatique, Com, Nav	250
Puissance	100
Propulsion atmosphérique	50
Thermique	100
ECLS (dont eau en circuit fermé)	200
Équipage	800
Fret (dont nourriture pour une semaine)	100
Moteurs ⁴	350
RCS	200
Structure + réservoirs	1 150
Ballons	200
Bouclier	650
Hydrogène de récupération	500
??? Réserve de conception	350
Masse à vide	5 000
Ergols	8 000
Isp (s)	444
Delta-V (m/s)	4 166

⁴ Pour être conservatif, les données de ces moteurs sont reprises du HM7B datant de 1985.

Avec un Delta-V de 4,17 km/s, le VHP peut être monté sur un premier étage pour se placer seul sur une orbite terrestre basse. Il peut aussi rejoindre une orbite lunaire et en revenir, s'il est placé avec le plein sur une orbite moyenne, ou être utilisé pour un lancement vers Vénus comme présenté ici.

Un VHP peut être lancé vers Vénus de 3 façons différentes :

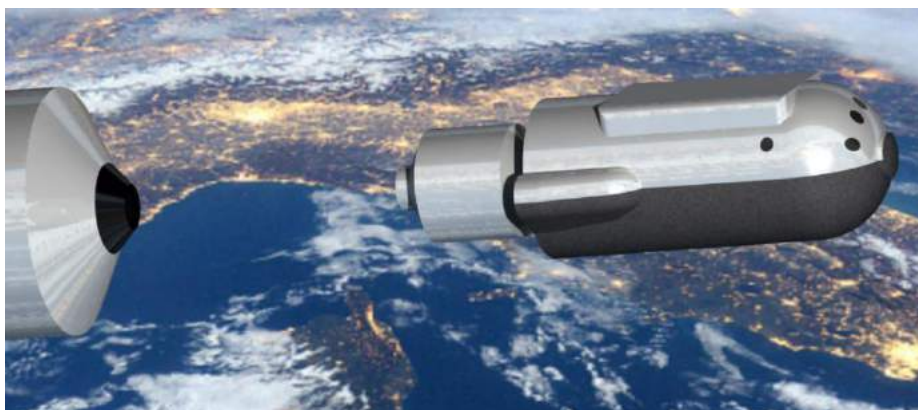
- Avec le système de lancement vénusien (voir §3.2).
- Avec uniquement un premier étage, le VHP sert de second étage pour se placer en orbite terrestre basse, être ravitaillé puis partir vers Vénus. Cette méthode impliquant un transfert d'ergols en orbite ne sera pas développée ici.
- En charge utile avec le plein, scénario développé ci-dessous. Dans ce cas, le VHP et un module cargo sont placés en orbite par une Ariane 6 qualifiée pour le vol habité.

Pour les calculs, nous considérons qu'un apport de 9300 m/s est nécessaire pour placer une charge utile en orbite basse. Pour atteindre Vénus, nous ajoutons 3700 m/s pour un Delta-V total recherché de 13000 m/s.

Les deux versions d'Ariane 6 peuvent être utilisées selon la masse souhaitée pour le cargo.

Ariane 6.4	M étage (t)	M initiale (t)	M ergols (t)	Isp (N*s/kg)	Delta-V (m/s)
Cargo		5,15			
VHP	13,0	18,15	8,00	4 355,64	2 531,48
2ème étage	28,6	46,75	24,28	4 560,00	3 340,81
1er étage	191,0	237,75	171,90	3 551,00	4 558,92
4 boosters	520,0	757,75	481,72	2 550,00	2 575,10
Delta-V total					13 006,31

Ariane 6.2	M étage (t)	M initiale (t)	M ergols (t)	Isp (N*s/kg)	Delta-V (m/s)
Cargo		2,85			
VHP	13,0	15,85	8,00	4 355,64	3 060,52
2ème étage	28,6	44,45	24,28	4 560,00	3 603,17
1er étage	191,0	235,45	171,90	3 551,00	4 650,64
2 boosters	260,0	495,45	240,86	2 550,00	1 697,82
Delta-V total					13 012,15



VHP avec son cargo après sa mise en orbite par Ariane 6

3.2. Système de lancement vénusien

Évidemment, il est impossible de lancer une Ariane 6 depuis l'atmosphère de Vénus. La tâche de lancer le VHP est attribuée à un lanceur spécifique réutilisable. Le lanceur est constitué de deux étages.

3.2.1. 1^{er} étage

Le premier étage doit être puissant mais suffisamment petit pour pouvoir être lancé par une Ariane 6. Il utilise donc du méthane comme carburant, ce qui, comparé à l'hydrogène, implique une masse d'ergols supérieure (Isp plus faible) mais un volume réduit (densité plus importante). Il doit donc avoir un petit réservoir d'hydrogène liquide pour la récupération. L'étage comprend des réserves de carburant supplémentaire. Elles permettent d'effectuer une poussée après la séparation du 2ème étage, pour réduire la distance et donc rentrer plus rapidement au pas de tir et démarrer au plus tôt le remplissage de l'étage.

1er étage	Remarque	Masse (kg)
Moteur	Raptor selon données connues	900
Structure + réservoir	Avec réservoir d'hydrogène	2 000
Ballons		250
Hydrogène de récupération		500
RCS		200
Système de propulsion atmosphérique		100
Informatique		50
Ergols de retour rapide	Delta-V = 341 m/s	500
???? Réserve de conception		500
Masse à vide	L = 19,75 m, diam = 4,5m	5 000
M ergols		75 000
Isp (s)		330
Poussée (kN)		1 900

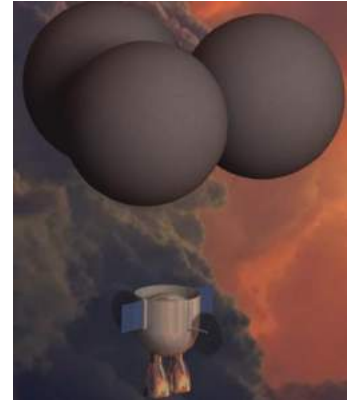


1^{er} étage après stabilisation atmosphérique

3.2.2. 2^{ème} étage

Le 2^{ème} étage utilise de l'hydrogène pour ses performances et pour réduire la taille du premier étage. Vu qu'il est conçu pour lancer des VHP ou des RCR (voir §3.2.3) qui ont une propulsion autonome, il n'est pas mis en orbite, ce qui évite d'avoir besoin d'ergols pour le freinage. Cela fait aussi qu'il va « retomber » loin du camp de base, plusieurs éléments permettent d'y retourner.

- La convection des vents vers l'équateur ramène naturellement l'étage vers la bonne latitude.
- Suivant le sens de rotation de l'atmosphère, l'étage sera devant la base. Au vu du gradient de vitesse des vents en fonction de l'altitude, l'étage se placera plus bas (vent plus lent) que la base pour se faire rattraper.
- L'étage est équipé d'un système de propulsion par hélice. Dans un premier temps, il sert à accélérer le retour effectué grâce au vent. Une fois situé à quelques kilomètres de l'objectif, la base et l'étage sont dans la même masse d'air (ils se déplacent donc à la même vitesse) et une propulsion permet de s'approcher à moins de 100 m du pas de tir.
- Une fois l'approche effectuée, des drones autonomes porte-câble venant du pas de tir arrimeront l'étage pour le ramener sur le premier étage.



Le retour peut tout de même prendre plusieurs semaines. Ce délai n'a pas d'impact sur le temps entre deux tirs car il sera masqué par le temps de remplissage du premier étage.

Etage supérieur	Remarque	Masse (kg)
Moteurs	2 RL10 modifiés	550
Réservoirs + structure		950
Ballons		100
Hydrogène de récupération		175
RCS		100
Système de propulsion atmosphérique	Moteur électrique + panneau solaire	150
Informatique		50
???? Réserve de conception		175
Masse à vide	L = 7,5 m, diam = 4,5 m	2 250
M ergols		17 500
Isp (s)		464
Poussée (kN)		2 x 220

3.2.3. Remorqueur Captif Réutilisable (RCR)

Au vu de la taille du lanceur, ce dernier n'est pas capable de lancer directement le VHP sur une trajectoire interplanétaire. Au cours d'un premier lancement, la fusée vénusienne placera en orbite un remorqueur qui attendra le temps que la fusée refasse le plein pour lancer le VHP. Les deux véhicules feront ensuite un amarrage orbital pour que le remorqueur puisse rehausser l'orbite du VHP. Ce dernier pourra seul finir l'injection en orbite de transfert. Vu que le remorqueur reste en orbite vénusienne, il peut ensuite faire un freinage atmosphérique pour rentrer au pas de tir.

Au cours de l'attente du VHP (200 jours), le RCR sera réchauffé par le rayonnement solaire (2600 W/m^2) et vénusien (1900 W/m^2). Pour éviter l'ébullition des ergols, le vaisseau est donc équipé d'un « pack froid » constitué de deux « pare soleil » qui font tomber le flux reçu à quelques dizaines de Watts. Le premier couvre la section frontale (plus étroite) toujours orientée face au soleil grâce au contrôle par gyroscope. Le second couvre la surface supérieure et arrière pour protéger du rayonnement vénusien. Des radiateurs sont installés pour éliminer le flux thermique résiduel.

RCR	Remarque	Masse (kg)
Moteur	RL10 modifié	275
Structure + réservoir		1 000
Bouclier thermique		400
Ballon		100
Hydrogène de récupération		175
RCS		100
Système de propulsion atmosphérique		50
Informatique		25
Pack froid	Maintient les ergols liquides	150
???? Réserve de conception		200
Masse à vide	L = 8 m, D = 3,5 m	2 500
M ergols		10 500
Isp (s)		464
Poussée (kN)		220



RCR en mode d'attente

3.2.4. Calcul de tir

À l'altitude de tir, la masse volumique de l'air est plus faible qu'au niveau de la mer sur Terre (voir §2.3). De plus, la masse de la planète étant plus faible, ces deux facteurs réduisent les pertes aérodynamiques, gravitationnelles et la vitesse orbitale, ce qui rend une mise en orbite vénusienne plus facile que sur Terre. Malgré tout, pour conserver une importante marge de sécurité, et pour envisager une réutilisation terrestre du lanceur, il est préférable de conserver un objectif de Delta-V pour l'orbite basse de 9300 m/s. Le lanceur à lui seul n'est pas capable de placer les charges utiles (RCR et VHP) en orbite, elles devront donc allumer leur moteur pour finaliser la mise en orbite. Afin d'avoir un profil de vol identique, les RCR et VHP ont la même masse pleine, et fournissent le même Delta-V pour finaliser la mise en orbite.

Mise en orbite du RCR

	M initiale (t)	M ergols (t)	M vide (t)	Isp (N*s/kg)	Delta-V (m/s)
RCR	13,00	5,23	7,77	4 550,0	2 340,45
2ème étage	32,75	17,50	15,25	4 500,0	3 439,45
1er étage	112,75	75,00	37,75	3 237,3	3 542,21
DELTA-V total					9 322,12

Mise en orbite du VHP

	M initiale (t)	M ergols (t)	M vide (t)	Isp (N*s/kg)	Delta-V (m/s)
VHP	13,00	5,40	7,60	4 360,0	2 340,45
2ème étage	32,75	17,50	15,25	4 500,0	3 439,45
1er étage	112,75	75,00	37,75	3 237,3	3 542,21
DELTA-V total					9 322,12

Libération du VHP

	M initiale (t)	M ergols (t)	M vide (t)	Isp (N*s/kg)	Delta-V (m/s)
VHP	7,60	2,60	5,00	4 360,0	1 825,58
RCR	15,37	5,27	10,10	4 500,0	1 910,46
DELTA-V total					3 736,04

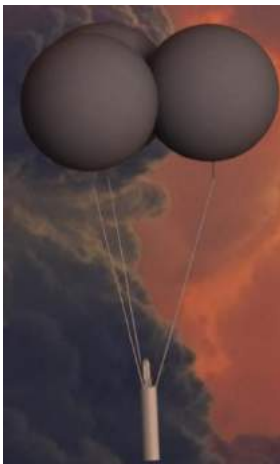
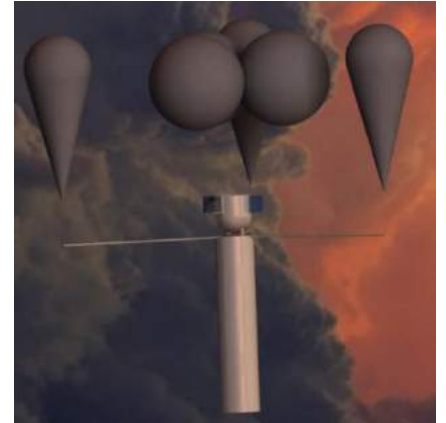


3.3. Segment « sol »

3.3.1. Pas de tir

Le pas de tir vénusien a la particularité (comme toute la base) d'être en flottaison dans l'atmosphère. Au moment de son arrivée sur Vénus, il emporte seulement l'hydrogène pour supporter son propre poids, l'hydrogène pour supporter le lanceur sera produit par le module ISRU. Il est constitué d'un tube central isolé thermiquement afin de limiter la puissance nécessaire au refroidissement des ergols déjà à l'intérieur des réservoirs. Le tube et le lanceur sont tenus par trois bras télescopiques, composés de trois segments de 20 m supportés par les ballons de gaz portant. Le pas de tir peut se mettre en 3 configurations.

Configuration réception : pendant l'assemblage du lanceur, les bras se rétractent (afin de minimiser le moment de flexion) et se placent à l'horizontale afin de laisser un espace entre les ballons pour faire descendre les étages dans le tube. Les étages portés par leurs ballons se placent au-dessus du pas de tir, un système de drone équipé de câbles s'arrime au bas de l'étage afin de le treuiller vers l'intérieur du tube, un système de pliage des ballons est installé au sommet du tube. Le remplissage du premier étage peut commencer dans cette configuration (dans les limites de ce que supportent les bras en position horizontale) en attendant les autres éléments.



Configuration remplissage : pour compenser l'apport de masse des ergols, les ballons se gonflent pour stabiliser l'ensemble mais les bras ne supportent plus le moment de flexion. Ils se déploient et se placent à la verticale, pour travailler en traction pure et mieux supporter la charge.

Configuration de tir : peu de temps avant le tir, les parois du tube s'ouvrent pour ne pas être arrachées par le souffle du moteur et les câbles reliant l'ensemble de lancement aux autres modules sont déroulés pour lui laisser du mou. Au moment de l'allumage du moteur du premier étage, les ballons gonflés pourraient faire monter rapidement (accélération de 10g contre 0,5g) le pas de tir brutalement délesté du poids du lanceur. Pendant les premières secondes, du gaz portant s'échappe pour que les deux éléments (pas de tir et lanceur) s'élèvent à la même vitesse sur la première dizaine de mètres (d'où le mou dans les câbles). Ce délai permet de passer les bras à l'horizontale et donc d'écarter les ballons de la trajectoire du lanceur avant qu'il ne remonte dans le tube et exerce une poussée sur le pas.

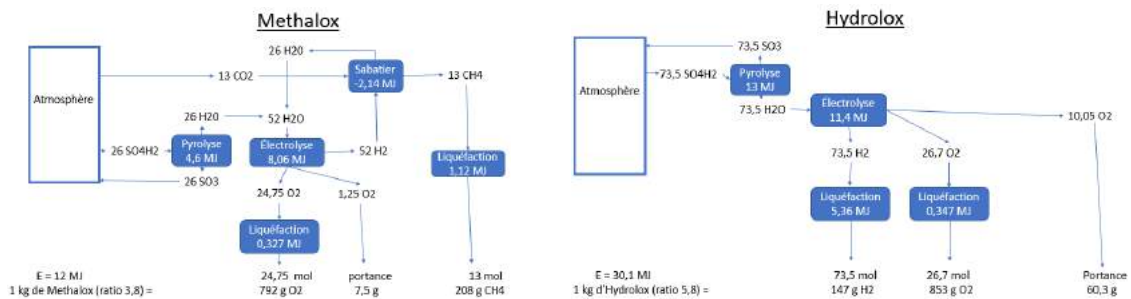


Pas de tir	Remarque	Masse (kg)
Ballons		1 500
Hydrogène de portance	Uniquement pour l'arrivée sur Vénus	750
Structure		2 500
Systèmes divers		750
Pièces de rechange lanceur		2 000
??? Réserve de conception		500
Pas de tir	L = 21 m, D = 2,5 m	8 000

3.3.2. Module ISRU : In-Situ Resource Utilisation

Il serait inconcevable de transporter la totalité du carburant du lanceur depuis la Terre. Heureusement pour le projet, à 54 km d'altitude, la base se trouve dans une couche de nuages d'acide sulfurique. Or, cet acide, une fois collecté, peut par pyrolyse à 300°C se décomposer en trioxyde de soufre (rejeté) et en eau, d'où sont extraits l'oxygène et l'hydrogène du VHP, du RCR et du 2ème étage. Le méthane du premier étage est quant à lui produit, grâce à la réaction de Sabatier, de l'hydrogène provenant de l'acide et du CO₂ atmosphérique. Le module ISRU est séparé du pas de tir, pour éviter les dommages lors du lancement, et est relié par un ombilical. En plus des ergols, le module ISRU devra produire les gaz porteurs de la base, surtout pour le pas de tir pendant le remplissage. La production des ergols produit un excès d'oxygène qui est plus léger que le CO₂ de l'atmosphère, il est donc injecté dans un compartiment séparé des ballons du pas de tir pour réduire les besoins en hydrogène.

Voici la présentation des procédés chimiques pour produire un kg de chaque type d'ergol, l'oxygène en excès est affiché avec la portance qu'il crée.



Schémas de production d'un kilogramme de methalox et d'hydrolox

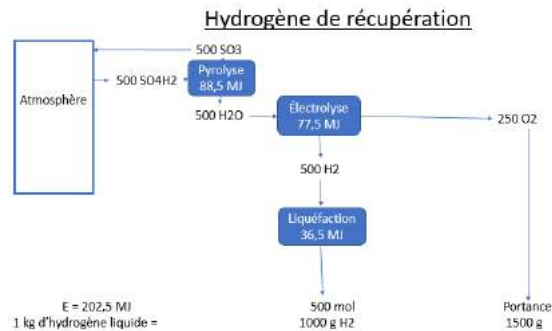


Schéma de production d'un kilogramme d'hydrogène liquide pour la récupération des modules

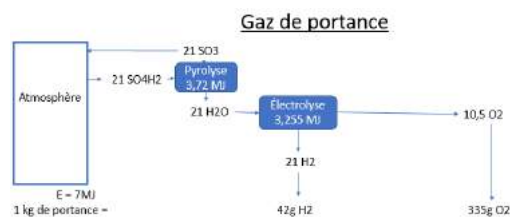
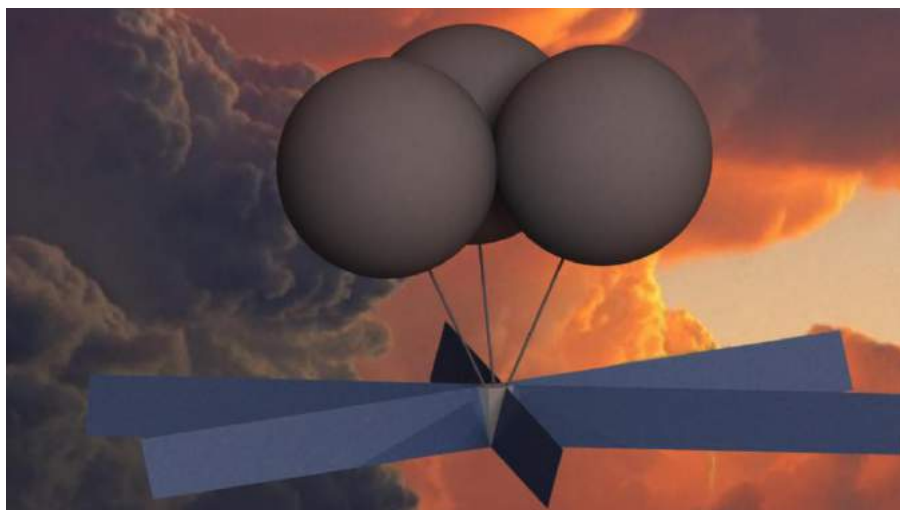


Schéma de production de gaz de gonflage de ballon pour 1 kg de portance

Le lanceur demandant le plus d'ergols est celui surmonté d'un RCR, il nécessite 75 t de methalox, 28 t d'hydrolox, 0,825 t d'hydrogène de récupération et du gaz portant pour 99,51 t de charge.

Il faut donc 658 t d'acide sulfurique, 42,9 t de CO₂ et environ 2 606 GJ d'énergie. Pour pouvoir effectuer 2 tirs par mission (pour le RCR et le VHP), le remplissage doit se faire en 200 jours terrestres. Pour ne pas avoir à stocker trop d'énergie, le processus d'ISRU ne se fait que pendant les périodes d'ensoleillement. Le besoin théorique est donc de 302 kW, mais le projet est dimensionné pour 500 kW par sécurité, et prend en compte la déperdition thermique des ergols à travers les parois du pas de tir. Au vu de la proximité avec le soleil, Vénus reçoit 2620 W/m² d'énergie solaire en dehors de l'atmosphère. On peut estimer que cette valeur chute à 1750 W/m² à 54 km d'altitude, ce qui implique 1143 m² de panneaux solaires avec un rendement de 25%. De plus, le module profite de la réflexion de la lumière sur les couches basses de l'atmosphère et crée un éclairage omnidirectionnel non pris en compte et qui sert de marge de sécurité.

ISRU	Remarque	Masse (kg)
Ballons		300
Hydrogène de portance		500
Energie		2 300
Structure		1 000
Ombilicaux	Reliés au pas de tir	500
ISRU		2 700
??? Réserve de conception		700
Total		8 000



Module ISRU en vol libre

3.4. Cycleurs

Le VHP est de taille minimale, afin de limiter les masses injectées sur une orbite héliocentrique. Cependant, il est trop petit pour abriter les six membres d'équipage pendant les 109 jours de trajet Terre-Vénus et Vénus-Terre. L'habitat est donc de type cycleur, les modules sont envoyés sur une orbite de transfert Terre-Vénus sur laquelle ils sont rejoints par le VHP qui se désamarré à l'approche de Vénus. Pendant que le VHP effectue un aérofreinage, le cycleur utilise l'assistance gravitationnelle pour changer d'orbite. Il effectue ensuite 5 orbites avant de frôler à nouveau la Terre 1752 jours après son départ. Avec l'assistance gravitationnelle de la Terre, il peut donc reprendre sa trajectoire vers Vénus en récupérant un VHP au passage. Cette durée de 1752 jours correspond à la période de 3 alignements Terre-Vénus.

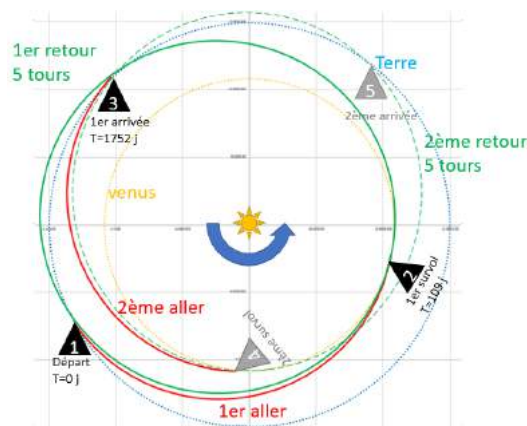


Schéma de deux cycles consécutifs

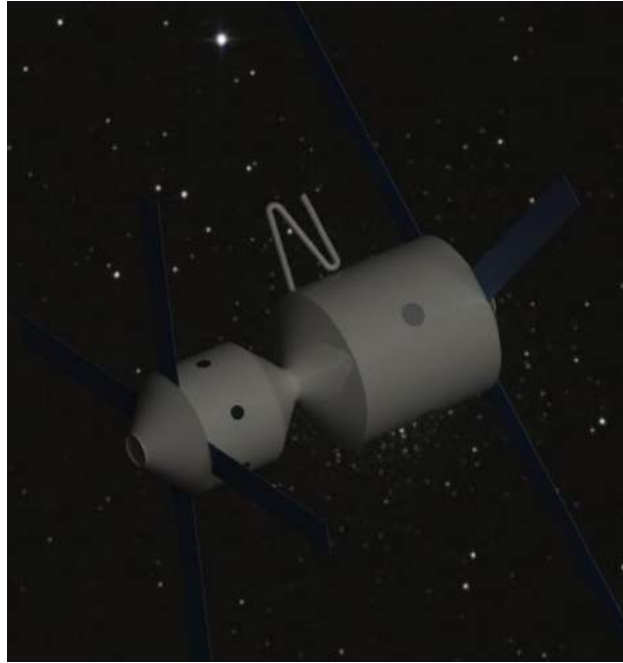
Un deuxième cycleur est lancé sur l'orbite d'attente et récupérera le VHP pour le ramener sur Terre. Il est donc nécessaire d'avoir deux cycleurs par mission, mais étant donné qu'ils sont bloqués pendant trois périodes d'alignement, un ensemble de 6 cycleurs est nécessaire pour pouvoir enchaîner les missions à chaque alignement.

D'un point de vue design, l'architecture n'est pas figée, mais voici une configuration possible, constituée de deux modules.

Le premier module mis en orbite est le module logistique polyvalent (MLP) qui est conçu sur la base du module Leonardo de l'ISS. Il comprend toute la partie « travail » avec les systèmes de communication, les racks de support vie, les expériences scientifiques dans l'espace lointain, les équipements de communication et d'orientation. Il transporte aussi l'aménagement du second module.

Le second élément du cycleur est le module à fonction duale (MFD), qui reprend le concept d'*atelier humide*⁵ étudié depuis le programme Apollo. Dans un premier temps, le MFD fait office de module de propulsion qui vient s'amarrer au MLP avant de s'activer une seconde fois pour placer l'ensemble sur l'orbite héliocentrique qui lui est attribuée. Une fois vide, le module largue son moteur qui est installé sur l'anneau d'amarrage inférieur. Après son arrivée, le premier équipage peut ouvrir toutes les trappes des réservoirs pour unifier l'espace habitable. Le réservoir d'hydrogène est ensuite aménagé avec un salon et 6 cabines installées dans l'axe longitudinal pendant que la partie « salle de bain » prend place dans le réservoir d'oxygène.

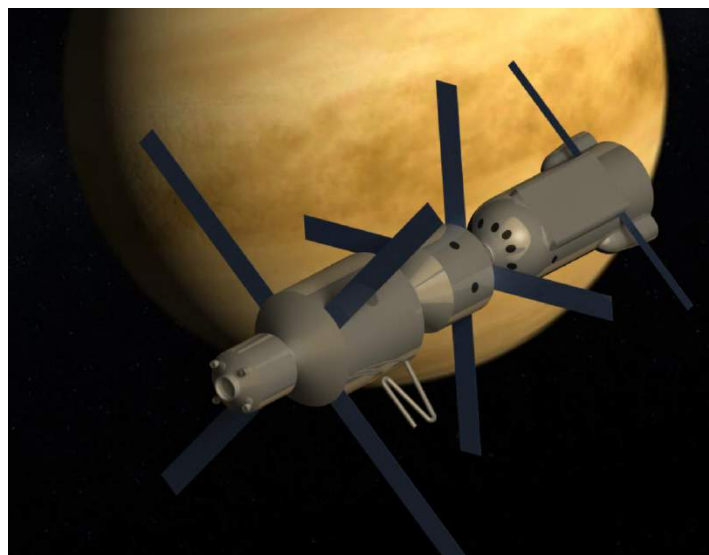
⁵ https://fr.wikipedia.org/wiki/Atelier_humide



Cycleur vide sur son orbite d'attente

En plus de ces deux modules de base, durant les périodes d'occupation, le cycleur se voit adjoindre le VHP ainsi que le module cargo qu'il transporte. Ce module comprend les consommables pour les 110 jours d'utilisation du cycleur, ainsi que des ergols pour les corrections de trajectoire. Pour finir, ce module cargo peut servir de canot de sauvetage, si le VHP ne peut plus se désarrimer ou n'est plus opérationnel pendant que l'équipage est à bord. Les passagers attendront le prochain survol de la Terre pour rentrer dans le cargo. Ce dernier pompera tous les ergols de RCS disponibles dans le cycleur, pour pouvoir se détacher et freiner pour se mettre en orbite autour de la Terre afin d'être secouru.

Au fur et à mesure des missions et de l'augmentation possible de la taille des équipages, des modules supplémentaires pourront être ajoutés au cycleur pour finir par l'installation d'un habitat centrifugé.



Cycleur occupé à l'approche de Vénus avec le VHP et le module cargo

MLP	Remarque	Masse (kg)
Structure		5 000
RCS		750
Energie		750
Contrôle thermique		250
Informatique		100
Support vie		1 000
Aménagement intérieur		1 250
Aménagement MFD		2 000
Expériences scientifiques		500
Rations lyophilisées de secours	Pour 1650 jours	2 500
Réserve de conception		1 900
Total	L = 6,4 m, D = 4,57 m	16 000

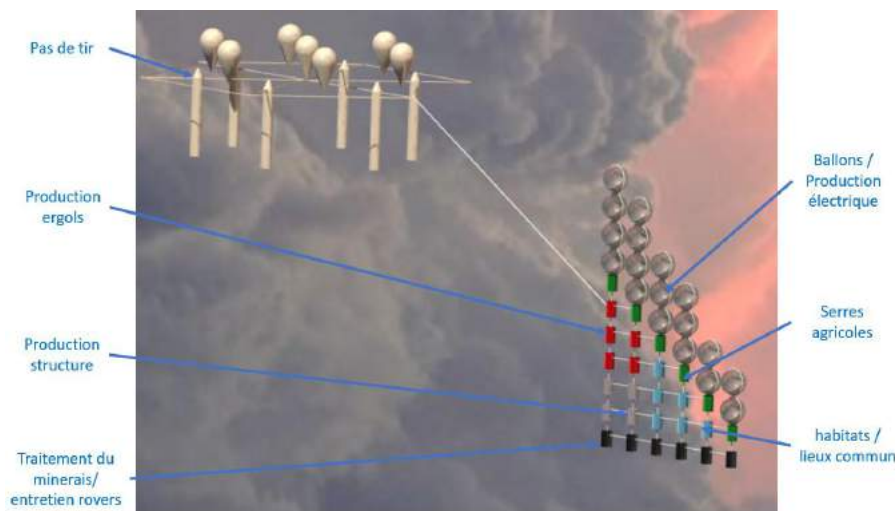
MFD	Remarque	Masse (kg)
Structure		750
Renfort paroi		400
Moteur		250
RCS		150
Energie		100
Informatique		100
Réserve de conception		250
Total	L = 5,9 m, D = 3,5 m	2 000
Ergols		14 000

Isp		464
Delta-V avec MLP		3 770

Cargo	Remarque	Masse (kg)
Structure		750
Ergols RCS		1 150
Informatique		100
Rations alimentaires		750
Fret divers		1 000
RCS	En cas d'évacuation	100
Energie	" "	100
Support vie	" "	250
Bouclier thermique	" "	500
Réserve de conception		450
Total		5 150

3.5. Habitat vénusien

Afin de garder l'unité de la base, les différents modules sont reliés par des câbles attachés par des drones une fois que les modules sont rapprochés grâce au vent. Les câbles servent aussi de support au mini téléphérique pour les transferts d'équipage et de fret. Par contre, pour éviter que les modules ne viennent se percuter, ils sont disposés en escalier. Cette architecture est dictée par la rotation de l'atmosphère d'ouest en est et par le gradient de vitesse en fonction de l'altitude. En effet, un module placé légèrement plus haut que le précédent subira une vitesse de vent plus importante sur ses ballons, ce qui a tendance à éloigner les modules, et donc à maintenir le câble tendu. Avec l'augmentation du nombre de modules (surtout en vue d'une colonie) il est possible d'en attacher plusieurs au même groupe de ballons, afin de créer une base en maillage 2D triangulaire. De plus cette configuration permet, en cas de fuite sur un ballon, de répartir la charge sur les autres modules (au prix d'un abaissement de la base) par le biais des câbles, le temps de faire les réparations.



Architecture d'une petite colonie autonome

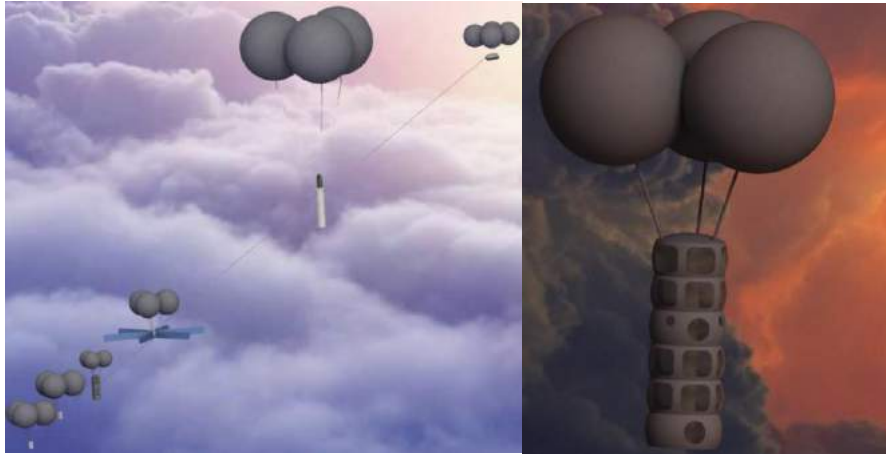
Avec le pas de tir et le module ISRU, un des principaux éléments de la base vénusienne est l'habitat. Étant donné la pression, la température et l'absence de radiation, une simple paroi étanche suffit à séparer l'air respirable de l'intérieur du module du CO₂ et de l'acide sulfurique extérieur. Pour des raisons de sécurité, l'intérieur est en légère surpression, cela permet de rigidifier les parois souples et surtout d'éviter l'infiltration de CO₂ et d'acide en cas de déchirure. Pour des raisons de compacité de transport, l'habitat a la forme d'un cylindre découpé en plusieurs étages rigides, reliés par des murs intérieurs et extérieurs souples afin de le replier à la façon d'un accordéon. Il est constitué de 6 étages :

2ème étage : espace couchage constitué de 6 cabines individuelles.

1er étage : espace vie avec salon, salle à manger, cuisine, salle de bain, toilettes, salle de sport.

Rez-de-chaussée : zone technique avec support vie, accès au téléphérique et connexion aux autres modules. Le support vie n'étant pas pliable, le rez-de-chaussée est le seul étage qui sera déployé pendant le transport, il contiendra donc l'aménagement gonflable et pliant (type camping) d'autres étages. Il contient aussi 600 jours de nourriture lyophilisée, au cas où les modules de fret soient perdus ou que l'équipage soit bloqué sur Vénus.

Étages -1 à -3 : ces trois étages sont composés des différents laboratoires et espaces de préparation pour le matériel scientifique (drones aériens, rovers de surface, scaphandres de descente).



Base vénusienne initiale avec (de bas en haut) deux modules de fret, l'habitat (en vol libre sur l'image de droite), le module ISRU, le pas de tir et le VHP

Module habitation	Remarque	Masse (kg)
Ballons		400
Hydrogène de portance		500
Energie		500
Structure		1 250
Câble + téléphérique	Relié aux modules ISRU et cargo	500
Support vie		1 250
Informatique		350
Aménagement		1 500
Rations lyophilisées de secours	Pour 600 jours	1 000
??? Réserve de conception		550
Total		8 000

S'il devient nécessaire d'effectuer des sorties pour la maintenance des modules, ou récupérer des expériences, une simple combinaison étanche recouverte de PTFE avec une arrivée d'oxygène suffit. Vu que la chute serait mortelle avant même le contact avec le sol, les membres d'équipage effectuant une sortie atmosphérique extravéhiculaire (AEVA) devront donc être maintenus par des sangles et pourront utiliser un système de récupération à hydrogène miniature.



Une tenue Hazmat avec une arrivé d'air au lieu du masque    gaz donne une bonne idée de combinaison AEVA

3.6. Matériel de mission

Ce rapport se concentre plus sur la possibilité technique d'une mission habitée sur Vénus que sur les opérations sur place. Parmi les différents éléments que l'on pourrait imaginer, on peut citer :

- Du matériel de laboratoire et des expériences géologiques, biologiques, chimiques et météorologiques.
- Des drones aériens et/ou des aéronefs habitables de plus ou moins grande autonomie, afin de faire des mesures atmosphériques à distance de la base.
- Des robots de surface téléopérés depuis la base, capables de ramener des échantillons pour une analyse en laboratoire. Ils devront être capables de survivre 5 jours aux conditions de surface, afin de pouvoir remonter au prochain survol de la base.

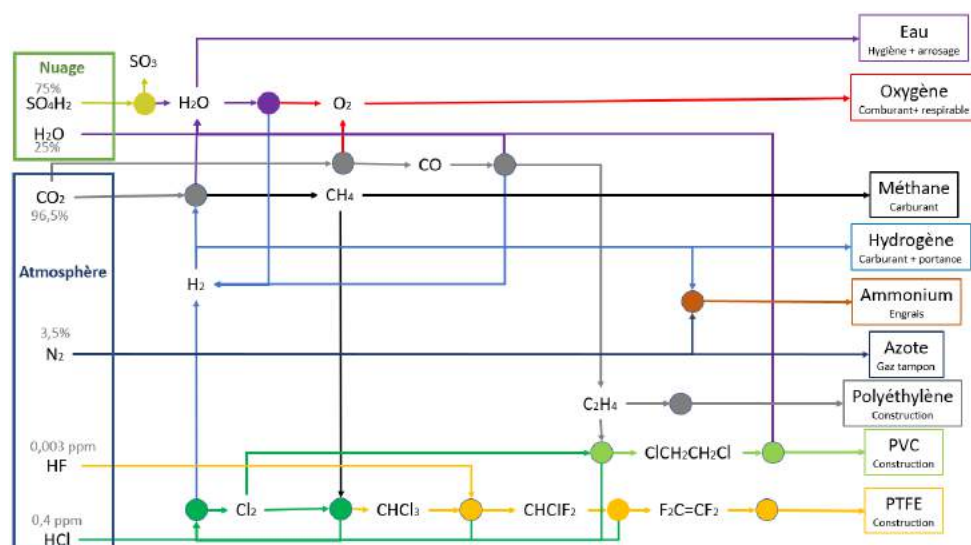
Il convient de parler plus précisément de l'élément qui sera probablement le plus emblématique, le scaphandre de surface. Il est probable que le grand public considère que la conquête de Vénus passe par des activités surfaciques habitées. Etant donné la complexité du système, il n'est pas garanti que cela fasse partie de la première mission habitée. Mais même aux limites des technologies actuelles, ce système n'est pas techniquement impossible et permettra des retombées technologiques terrestres. De ce qu'on peut en imaginer aujourd'hui, un tel scaphandre aura une structure en carbone-céramique recouvrant une isolation thermique importante. Le refroidissement se fera avec une réserve d'eau qui s'évaporerait peu à peu pour gonfler un ballon qui fera remonter les scaphandres (en effet, l'hydrogène passe de l'état gazeux à critique en dessous de 25 km d'altitude et perd sa portance). Avec ce fonctionnement, il est impossible de tenir plus de quelques heures en surface. Donc dans un premier temps un aéronef à hydrogène montera le scaphandre à plusieurs km au-dessus de la base pour prendre de l'avance (grâce au vent d'altitude) sur cette dernière. De plus, la température plus basse refroidira la réserve d'eau. Les scaphandres tombent ensuite en chute libre et déploient les ballons portants vides (qui seront remplis de vapeur d'eau à la remontée) comme des parachutes afin de ralentir avant le contact. Pendant les activités surfaciques, la base rattrapera son retard pour être finalement interceptée pendant la remontée.



Les scaphandres rigides testés à vide à plus de 90 bars offrent un bon exemple de ce à quoi pourrait ressembler un scaphandre vénusien.

À côté de ce matériel destiné à l'étude de Vénus, une partie des recherches scientifiques sera consacrée aux tests des techniques destinées à la colonisation. On peut citer l'utilisation de serres pour la production de nourriture probablement en boucle fermée, du type Melissa. Il est aussi nécessaire de développer des systèmes de production de matériaux de construction in situ. Pour cela, l'atmosphère de Vénus offre une large variété d'éléments permettant de produire le PTFE indispensable à la protection contre l'acide sulfurique, le PVC pour les éléments structuraux, et tous les éléments indispensables à la vie (eau, oxygène, azote). Pour finaliser les préparatifs de la colonisation, il est possible de ramasser des éléments métalliques en surface, à commencer par l'aluminium pour améliorer les structures et du silicium et du fer pour les éléments électroniques. Un point-clé de la colonisation est la production in situ des sources d'énergie, pour cela on peut imaginer :

- Des panneaux solaires minéraux produits avec l'aluminium et le silicium de surface.
- Des panneaux solaires organiques produits avec les éléments atmosphériques.
- Des ballons portants concentrant la lumière en leur centre, à l'image d'un four solaire.
- Un système d'aérothermie utilisant des câbles de plusieurs km pour profiter de la différence de température entre les couches d'atmosphère.
- Des systèmes de voiles de traction ou d'éoliennes fixés à des structures positionnées à des altitudes différentes pour profiter du gradient de vitesse des vents.



Exemple de production à partir de l'atmosphère de Vénus

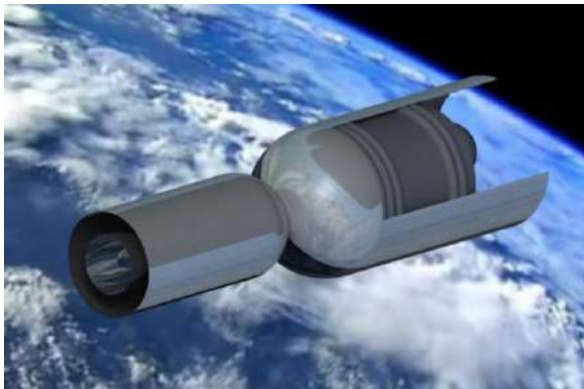
Le matériel scientifique sera transporté par les modules de fret atmosphérique (le terme fret est utilisé pour éviter les confusions avec les cargos utilisés pour ravitailler les cycleurs). Au moins deux modules de fret seront envoyés vers Vénus à chaque mission habitée. En plus du matériel scientifique qui représente les 2/3 de la charge, ils transporteront aussi les pièces de rechange de la base et les vivres.

Module de fret	Remarque	Masse (kg)
Ballons		200
Hydrogène de portance		500
Structure		750
Systèmes divers		250
Fret	Avec réserve de conception	5 100
Total		6 800

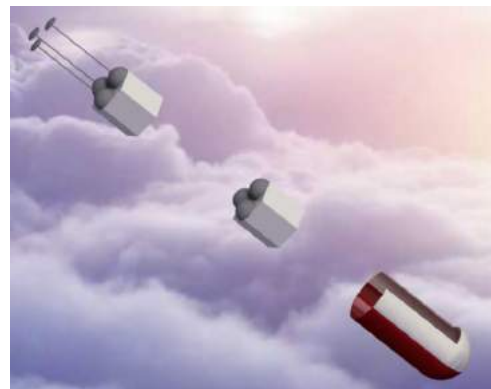
3.7. Transport de fret Terre-Vénus

Etant donné la capacité limitée d'Ariane 6 pour les lancements vers Vénus, la plupart des lancements non-habités (les lancements habités sont abordés §3.1) se feront par paires. Un premier lanceur envoie le fret dans son étage de croisière sur une orbite fortement elliptique où il peut attendre plusieurs semaines d'être rejoint par un remorqueur. En plus de la fonction orientation, communication et correction de trajectoire durant le transit, l'étage de croisière est surtout constitué du bouclier thermique permettant les aérofreinages puis la rentrée atmosphérique des modules. Le couple remorqueur + étage de croisière existe en deux dimensions selon qu'il est tiré par Ariane 6.2 ou 6.4. La version 6.2 sera constituée d'un étage de croisière (EC2) capable de transporter 7,6 tonnes de fret et d'un RCR reprenant les rôles de communication, d'orientation et de contrôle pendant le transit. La version 6.4 est basée sur un remorqueur lourd consommable (RLC) à usage unique, couplé à un étage de croisière (EC4) avec une capacité de 13,75 tonnes.

Etage de croisière	EC2 (kg)	EC4 (kg)
Informatique et contrôle	100	150
RCS	200	250
Bouclier thermique	1 750	2 000
Cargaison	8 000	13 750
Réserve de conception	250	350
Total	10 300	16 500



RCR avec étage léger transportant l'habitat



Rentrée atmosphérique de modules fret

RLC	Remarque	Masse (kg)
Moteur	RL10 modifié	275
Structure + réservoir		1 050
RCS		50
Informatique		25
???? Réserve de conception		100
Masse à vide	L = 7 m, D = 4,5 m	1 500
M ergols		15 000
Isp (s)		464
Poussée (kN)		220

3.7.1. Calcul de lancement par paire Ariane 6.2 (LP6.2)

Le RCR étant plus lourd que l'EC2 et puisque les deux sont tirés par des lanceurs identiques, il devra allumer son moteur pour rejoindre l'EC2. Le reste du carburant servira à propulser l'ensemble vers Vénus.

	M initiale (t)	M ergols (t)	Isp (N*s/kg)	DELTA-V (m/s)
EC2	10,3			
EC2 + RCR	21,6	8,9	4 560	2 406,29

	M initiale (t)	M ergols (t)	Isp (N*s/kg)	DELTA-V (m/s)
EC2	10,3			
Ariane 6.2	38,9	24,3	4 560	4 462,43
	229,9	171,9	3 551	4 890,44
	489,9	240,9	2 550	1 725,55
				11 090,47

	M initiale (t)	M ergols (t)	Isp (N*s/kg)	DELTA-V (m/s)
RCR	13,0	1,6	4 560	600,38
Ariane 6.2	41,6	24,3	4 560	3 995,65
	232,6	171,9	3 551	4 770,33
	492,6	240,9	2 550	1 711,82
				11 078,17

3.7.2. Calcul de lancement par paire Ariane 6.4 (LP6.4)

Les deux charges utiles sont directement placées en orbite, ce n'est que là que le remorqueur spatial lourd s'amarrera à l'EC4 pour l'injection en orbite héliocentrique.

	M initiale (t)	M ergols (t)	Isp (N*s/kg)	DELTA-V (m/s)
EC4	16,5			
EC4 + RLC	33,0	15,0	4 560	2 763,98

	M initial (t)	M ergols (t)	Isp (N*s/kg)	DELTA-V (m/s)
RLC ou EC4	16,5			
Ariane 6.4	45,1	24,3	4 560	3 524,73
	236,1	171,9	3 551	4 624,30
	756,1	481,7	2 550	2 584,83
				10 733,86

3.7.3. Evolution possible

Dans un premier temps, les RCR iront donc compléter la base vénusienne et les remorqueurs spatiaux lourds seront à usage unique. Dans un second temps il sera possible de réutiliser sur Terre les différents remorqueurs. En diminuant la charge utile des LP6.2, le RCR pourra freiner et rentrer sur Terre après l'injection de l'EC2 en orbite héliocentrique. Le remorqueur spatial lourd cèdera lui sa place à remorqueur lourd réutilisable (RLR) qui ressemblera à un RCR agrandi. De plus, ces différents remorqueurs pourront être utilisés pour des missions en orbite terrestre ou vers la lune.

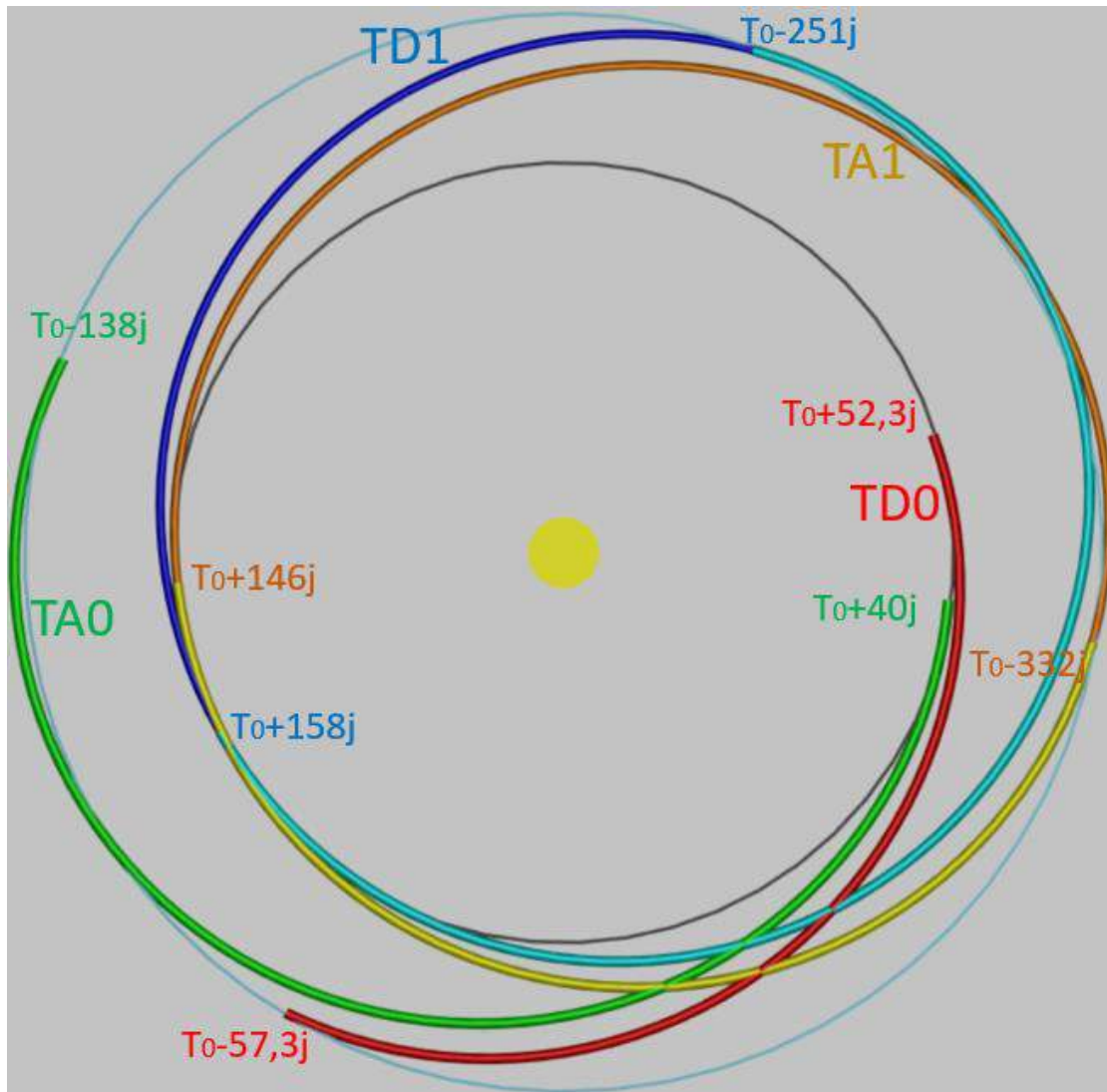
4. Planning de lancement

Ce chapitre présente un planning pour une première mission dans un temps minimal. Ce délai peut être allongé pour espacer les tirs. Comme évoqué plus haut, le moment T0 est défini comme l'alignement Terre-Vénus-Soleil au cours du voyage du premier équipage. À ces missions devront se rajouter (en avance sur le projet) un programme robotisé de reconnaissance et d'installation de relais de communication autour de Vénus, ainsi qu'un programme de développement des éléments cités dans le §3, notamment le VHP et le lanceur vénusien.

4.1. Fenêtre de tir

Tous les lancements ne se feront pas comme habituellement au cours d'une fenêtre de tir direct en faisant varier les paramètres de l'orbite de transfert. Afin d'espacer au mieux les lancements, c'est donc la même orbite (ce qui permet de conserver le même Delta-V) qui sera utilisée pour tous les transferts, mais pas uniquement en tir direct. Ce sont au total 6 trajectoires différentes.

- **Trajet direct (TD0)** départ 57,3 jours avant l'alignement, arrivée 52,25 jours après l'alignement.
C'est le tir privilégié pour les vols habités, il consiste à effectuer un trajet direct de la Terre vers Vénus en 109 jours.
- **Trajet aphélie (TA0)** départ 138,4 jours avant l'alignement, arrivée 40 jours après l'alignement.
Au lieu d'être lancée vers Vénus, la charge utile est envoyée vers l'aphélie puis recoupe l'orbite terrestre avant d'attendre Vénus. Ce trajet est beaucoup plus long que le tir direct (180 jours) mais permet d'avoir un tir 80 jours avant le TD0 et d'arriver une dizaine de jours avant.
- **Trajet direct +1 (TD1)** départ 250,5 jours avant l'alignement, arrivée 158 jours après l'alignement.
La charge utile est lancée vers le périhélie comme pour un tir direct, mais elle effectue une orbite complète avant de rejoindre Vénus. Même si cette manœuvre rallonge énormément le trajet (ce qui exclut un vol habité), elle permet d'effectuer (avec un même Delta-V), le tir 110 jours avant le TA0 et donc d'espacer les tirs sur tout l'alignement au lieu de les concentrer autour de la fenêtre de tir direct.
- **Trajet aphélie +1 (TA1)** départ 331,6 jours avant l'alignement, arrivée 145,7 jours après l'alignement.
Le tir est effectué vers l'aphélie et effectue une orbite complète avant de rejoindre Vénus. Toujours dans un but de lisage de l'activité des pas de tirs, ce trajet demande un lancement 80 jours avant TD1.
- **Trajet direct +2 (TD2)** départ 443,7 jours avant l'alignement, arrivée 264 jours après l'alignement.
Trajet identique au TD1 mais effectue deux orbites d'attente au lieu d'une.
- **Trajet cycleur retour (TCR)** : départ 57,3 jours après l'alignement, arrivée 52,25 jours avant l'alignement +3.
C'est un trajet particulier, qui permet de lancer le cycleur de retour.



Représentation des trajets TD0 à TA1

4.2. Planning Vesta 1

Le facteur déterminant du temps de préparation de la première mission est le lancement du cycleur de retour. En effet, il devra passer 3 alignements sur orbite d'attente avant de pouvoir récupérer l'équipage aux abords de Vénus pour le ramener sur Terre. Ce lancement (sur le trajet appelé TCR) triple (deux lanceurs pour le cycleur plus un pour le cargo) devra donc se faire à l'alignement -2 (le retour se fera à l'alignement 1).

Les trajectoires autour de l'alignement -1 seront consacrées à la mise en place de la base. La TA0 est la première à arriver sur Vénus, elle transportera l'habitat qui sera le premier à effectuer une rentrée vénusienne car en cas d'échec cela apportera des enseignements aux éléments plus coûteux. Les trajets TD1 et TA1 seront consacrés à l'envoi du système de lancement qui sera donc actif au plus tôt et pourra placer en orbite le RCR de secours avant même le départ de l'équipage de Vesta 1, qui sera reporté en cas d'échec. Même si c'est le premier à partir, le trajet TD2 est le dernier arrivé, il transporte donc le fret inutile sans équipage. De plus, les trajets TD0 et TCR seront consacrés au lancement des cycleurs aller pour Vesta 3 et de retour pour Vesta 2.

L'alignement 0 aura bien évidemment pour point d'orgue le trajet TD0, avec le lancement par paire du cycleur d'aller de Vesta 1 et le lancement simple qui enverra le cargo et surtout le VHP qui transporte l'équipage Vesta 1. Le trajet TA0 sera réservé au lancement d'un éventuel module perdu dans une fenêtre de tir précédente. Les trajets TD1 et TA1 seront consacrés au système de lancement secondaire et au VHP de secours, en lieu et place d'un RCR (des Arianes 6.4 seront utilisées pour compenser le différentiel de performance). Le trajet TD2 sera consacré aux préparatifs de Vesta 2.

En plus du retour de Vesta 1 et du départ de Vesta 2, l'alignement 1 offre de nombreux trajets libres pour permettre de donner de l'ampleur à Vesta 3 et passer de l'exploration à l'occupation.

Il est à noter qu'à partir de Vesta 4, il ne sera plus nécessaire de lancer de nouveau cycleur car Vesta 4 utilisera le cycleur de Vesta 1, Vesta 5 celui de Vesta 2, et ainsi de suite. Cependant, des modules supplémentaires peuvent être ajoutés pour accroître la taille de l'équipage.

Trajet	Départ Terre			Arrivée Venus		Lancement	CU	Remarque
	Alig	Jours	ΔT0	Alig	Jours			
TCR	-2	57,3	-1111	1	-52,3	LP6.4+LS6.2	Cycleur retour 1 + cargo	Cycleur qui ramènera Vesta 1
TD2	-1	-444,0	-1028	-1	263,4	LP6.4	2 modules fret	Fret et expériences pour Vesta 1
TA1	-1	-332,0	-916	-1	146,0	LP6.2	ISRU + RCR	Système de lancement principal
TD1	-1	-251,0	-835	-1	158,0	LP6.4	Pas de tir + lanceur	
TA0	-1	-138,0	-722	-1	40,0	LP6.2	Habitat + RCR (secours)	
TD0	-1	-57,3	-641	-1	52,3	LP6.4	Cycleur aller 3	Cycleur qui emmènera Vesta 3
TCR	-1	57,3	-527	2	-52,3	LP6.4+LS6.2	Cycleur retour 2 + cargo	Cycleur qui ramènera Vesta 2
TD2	0	-444,0	-444	0	263,4	LP6.4	2 modules fret	Fret et expériences pour Vesta 2
TA1	0	-332,0	-332	0	146,0	LP6.4	ISRU + VHP	Système de lancement de secours LP6.4 remplace LP6.2 pour ISRU+VHP pour compenser le manque puissance du VHP
TD1	0	-251,0	-251	0	158,0	LP6.4	Pas de tir + lanceur	
TA0	0	-138,0	-138	0	40,0	???	Libre	En cas d'échec d'un tir précédent
TD0	0	-57,3	-57	0	52,3	LP6.4+LS6.4	Cycleur aller 1 + cargo + VHP	Lancement de Vesta 1 + son cycleur
TCR	0	57,3	57	3	-52,3	LP6.4+LS6.2	Cycleur retour 3 + cargo	Cycleur qui ramènera Vesta 3
TD2	1	-444,0	140	1	263,4	???	Libre	
TA1	1	-332,0	252	1	146,0	???	Libre	
TD1	1	-251,0	333	1	158,0	???	Libre	
TA0	1	-138,0	446	1	40,0	LP6.4	2 modules fret	Fret et expériences pour Vesta 3
TD0	1	-57,3	527	1	52,3	LP6.4+LS6.4	Cycleur aller 2 + cargo + VHP	Lancement de Vesta 2
TCR	1	57,3	641	4	-52,3	???	Libre	Retour de Vesta 1

Sur cette période de 4 ans et 10 mois, la répartition des lancements sera donc :

Mise en place **base vénusienne** : 6 lancements (4 Ariane 6.2 + 2 Ariane 6.4)

Mise en place de 2 cycleurs : 4 lancements (4 Ariane 6.4) / mission (réutilisables tous les 3 alignements)

Mise en place **systèmes de secours** : 4 lancements (4 Ariane 6.4)

Lancement d'une **mission habitée** (VHP + 2 cargos + 2 frets) : 4 lancements (3 Ariane 6.4 + 1 Ariane 6.2)

Tant que l'équipage est sur Vénus, il n'est pas en danger de mort car il a des vivres pour plusieurs alignements. La présence d'un **système de secours** est donc rassurante, mais non indispensable, son lancement est donc soumis aux capacités financières du programme. **Deux cycleurs** an minimum sont nécessaires pour une mission, mais ces deux seuls cycleurs ne sont utilisables que tous les trois alignements (environ 5 ans). S'il y a une volonté d'augmenter la cadence (comme dans le planning présenté), il sera nécessaire d'envoyer deux autres paires de cycleurs.

Finalement, le nombre minimal de lancements de Vesta 1 est de 14 tirs (**base vénusienne + 2 cycleurs + mission habitée**). Pour Vesta 2, ce nombre varie de 4 lancements pour une mission habitée simple 5 ans après Vesta 1, à 12 si la mission part avant le retour de Vesta 1 et intègre un **système de lancement de secours**.

Ce nombre de tirs peut paraître impressionnant, mais il faut garder à l'esprit que les projets de mission martienne (type Mars semi-direct) nécessitent 4 à 6 lanceurs SLS au moins 6 fois plus puissants qu'Ariane 6. De plus, ce sont des lanceurs commerciaux qui sont utilisés, ils ont un coût par kg bien inférieur au SLS et une telle quantité permet d'importantes économies d'échelle et de remplacer les subventions aux opérateurs de lancement en garantissant un grand nombre de tirs. Finalement, si on fait une équivalence en masse en orbite basse (~20 t/Ariane 6.4), on est proche du programme ISS (ATV, HTV et Progress compris) entre 2006 et 2011 (retour en vol de la navette) alors que le gros des lancements était fait par la navette spatiale à un coût exorbitant. Vu que les trajets sont séparés de 80 à 120 jours et que les lancements sont doubles ou triples, il faudra maintenir un rythme d'un lancement tous les 40 jours pendant au moins 4 ans. Ce rythme pourrait saturer des installations du type du centre spatial guyanais. Pour éviter cela il y a plusieurs solutions :

- Un allongement des préparatifs sur plusieurs alignements supplémentaires.
- La construction d'un second ensemble de lancement Ariane à Kourou afin de pouvoir conserver les activités commerciales en parallèle.
- Un partenariat international avec les USA (Delta IV, Atlas 5, Vulcan, Falcon Heavy réutilisée ou Falcon 9 consommable pour remplacer une Ariane 6.2), la Russie (Proton, Angara 5, Soyouz5.3), le Japon (H3 uniquement à la place d'une Ariane 6.2) la Chine (CZ-5) ou l'Inde (lanceur à développer) permettant de répartir les tirs.
- L'utilisation de lanceurs lourds (type Falcon Heavy consommable, New Glenn, CZ-9 ou développé pour l'occasion) remplaçant les lancements par paires.



Avec des années à 8 (1997) voire 9 (1985) tirs de navettes spatiales, une cadence similaire répartie sur plusieurs agences et avec des lanceurs classiques ne paraît pas irréaliste.



5.Sécurité de l'équipage

La sécurité de l'équipage étant une priorité dans le cadre d'une mission spatiale habitée, il y a donc un certain nombre de sauvegardes selon les différentes phases de la mission. Bien évidemment, aucune sauvegarde ne peut protéger d'évènements extrêmes comme une collision en transit, une défaillance dans le bouclier thermique ou une double voir triple défaillance.

Lancement terrestre : en cas de défaillance du lanceur, le VHP qui abrite l'équipage peut purger une partie de ses ergols tout en allumant ses moteurs pour s'éloigner du lanceur et prendre de l'altitude avant de déployer le système de récupération par hydrogène.

Hausse de l'orbite : tant que le VHP n'a pas atteint la vitesse de libération, il reste sur une orbite très excentrique. En cas de défaillance, il peut utiliser ses moteurs RCS pour amener le périhélie dans l'atmosphère et ainsi faire des aérofreinages jusqu'à la rentrée finale. En cas de défaillance plus grave, l'équipage a suffisamment de vivres pour tenir au moins 110 jours, il devra donc attendre l'envoi d'un second VHP pour être secouru.

Rendez-vous avec le cycleur : entre le moment où le VHP atteint la vitesse de libération et celui où il atteint ses paramètres orbitaux nominaux, il y a une phase critique qui pourrait conduire l'équipage à se perdre sur une orbite héliocentrique imprévue. C'est pour éviter une défaillance totale pendant cette phase que le VHP est équipé de deux moteurs de faible dimension, et le franchissement de la vitesse de libération ne peut se faire qu'avec les deux moteurs en fonctionnement nominal. De plus le cargo attaché derrière le VHP contient suffisamment d'ergols RCS pour finaliser la poussée au prix d'une perte à terme du cycleur faute de correction de trajectoire pour ajuster l'assistance gravitationnelle de Vénus.

Amarrage au cycleur : en cas d'amarrage impossible avec le cycleur ou si pendant le transit ce dernier devient inopérant, l'équipage peut survivre les 110 jours du transit dans le VHP au prix d'un confort minimal.

Défaillance du VHP pendant le transit : si le VHP a une défaillance pendant le transit, ne parvient pas à se désarrimer, ou qu'une inspection révèle un défaut sur le bouclier thermique, l'équipage ne peut pas effectuer sa mission sur Vénus. Il devra rester dans le cycleur jusqu'au prochain rendez-vous avec la Terre 1500 jours plus tard. De là, les passagers utiliseront le cargo comme canot de sauvetage en pompant tous les ergols RCS disponibles, effectueront un aérofreinage et seront rejoints par le VHP qui les attend. Ces quatre ans et demi à attendre dans l'espace en se nourrissant uniquement de rations lyophilisées prévues à cet effet seront très éprouvants. Les membres d'équipage devront sûrement suivre plusieurs mois de rééducation, une surveillance constante et une interdiction de vol suite aux radiations, mais ils seront en vie.

Rentrée atmosphérique vénusienne : phase particulièrement critique, aucune sauvegarde n'est possible, seule l'expérience acquise grâce au module de la base et au programme de développement pourra protéger l'équipage.

Défaillance du lanceur vénusien : le lanceur vénusien principal commencera son remplissage une fois l'ensemble déployé. Cela permettra de placer le RCR de secours en orbite avant même le départ de Vesta 1. Ce test grandeur nature permettra de vérifier le bon fonctionnement du lanceur et de la production d'ergols. En cas d'échec, la mission Vesta 1 sera reportée le temps qu'une solution soit trouvée. Une fois Vesta 1 sur Vénus (et donc le RCR de secours en orbite), le système se préparera au tir du RCR principal. Une fois ce dernier en orbite, le système de lancement (ainsi que celui de secours, s'il est envoyé) commencera le remplissage pour le tir habité avec un VHP. Si le système de

secours est présent, le tir habité nominal est planifié quelques jours avant la fenêtre de tir de retour, afin de permettre en cas d'échec de récupérer le lanceur de secours avant qu'il ne soit trop tard. En tout cas, s'il est impossible de quitter Vénus, l'équipage a suffisamment de vivres pour tenir un alignement de plus, le temps que la Terre envoie un nouveau pas de tir et des vivres supplémentaires si la situation doit se prolonger.

Hausse de l'orbite vénusienne : la présence de deux RCR en orbite vénusienne offre une sécurité pendant la poussée vers la trajectoire de retour. De plus, tant que la vitesse de libération n'est pas atteinte, un retour sur Vénus pour attendre le prochain alignement est possible.

Rendez-vous avec le cycleur : comme pour la Terre, le passage de la vitesse de libération est critique en termes de sécurité car il pourrait entraîner une dérive de l'équipage sur une orbite héliocentrique. Pour éviter cela, en plus d'une interdiction de passer la vitesse de libération si les deux moteurs du VHP ne sont pas en fonctionnement nominal, le RCR de secours (n'ayant pas de charge à propulser) peut le rejoindre pour finaliser la poussée.

Transit de retour : comme pour le transit Terre-Vénus, en cas de problème sur le cycleur, l'équipage peut rester confiné dans le VHP les 110 jours du voyage retour. A contrario, si le VHP est inopérant ou si son bouclier est endommagé, l'équipage pourra se réfugier dans le cargo pour se mettre en orbite autour de la Terre et attendre les secours.

Rentrée atmosphérique terrestre : même après un si long voyage, une des phases les plus critiques sera celle des 100 derniers kilomètres. En effet, aucun système de secours ne peut protéger l'équipage pendant la rentrée atmosphérique.

Conclusion

Vénus est donc une destination qui cache, derrière des conditions de surface très inhospitalières, une oasis atmosphérique particulièrement clémente offrant tous les éléments favorables à la colonisation, à condition de ne pas s'obstiner à s'établir en surface.

Après avoir listé les paramètres significatifs d'une mission vénusienne et en avoir fixé les caractéristiques clés, le design global a été présenté. Même si l'étude est incomplète et que des approfondissements successifs seront nécessaires, elle permet d'imaginer une mission habitée vers l'atmosphère de Vénus, qui serait probablement un des programmes spatiaux les plus importants de l'histoire. Même si des technologies nouvelles doivent être développées, aucun point bloquant rendant la mission impossible n'a été relevé. Le nombre de lancements (une quinzaine pour la première mission) est impressionnant mais est dû au choix d'utiliser des lanceurs commerciaux pour des raisons économiques et de répartition internationale. La ségrégation des masses, la récupération par hydrogène, la réutilisation et le remplissage d'ergols in situ permettent de réduire les masses à un niveau comparable à une mission martienne, bien que la gravité vénusienne soit plus importante. Le manque d'études scientifiques de Vénus donne une bonne raison à l'exploration de la planète et les conditions particulièrement hospitalières de l'atmosphère permettent d'étudier l'établissement d'une colonie.



La cité des nuages de STAR WARS® permet d'imaginer une colonie vénusienne à très long terme